

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería en Tecnologías Industriales

Estudio de aeronaves de alas giratorias.
Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor.
Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

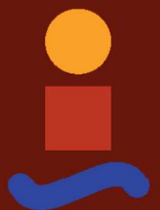
Autor: Rocío Lucas Blanco

Tutor: Francisco Lucas García

Cotutor: José Sauco Saldivar

Dpto. Ingeniería Gráfica
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería en Tecnologías Industriales

**Estudio de aeronaves de alas giratorias.
Helicópteros. Clasificación según tipo de
rotor. Diseño en Catia V5 del sistema
rotor.**

Autor:

Rocío Lucas Blanco

Tutor:

Francisco Lucas García

Cotutor:

José Sauco Saldivar

Dpto. de Ingeniería Gráfica

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Proyecto Fin de Carrera: Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

Autor: Rocío Lucas Blanco

Tutor: Francisco Lucas García

Cotutor: José Sauco Saldiva

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El secretario del Tribunal

Agradecimientos

Resumen

En este proyecto se estudiará cómo es posible el vuelo de un helicóptero por medio del diseño de su sistema de rotor principal con el programa CATIA.

El helicóptero es un tipo de aeronave con numerosos usos, gracias a su capacidad de maniobra. Este ha ido evolucionando a lo largo de la historia con el objetivo de dar solución a ciertos problemas aerodinámicos característicos de estas aeronaves, tales como el vuelco del helicóptero, por la asimetría de las fuerzas sustentadoras en las palas, o el giro sin control alrededor del eje principal debido a un par de reacción.

Estos problemas descritos, entre otros, dieron lugar a varios tipos de configuraciones de rotores principales, y a la necesidad de la incorporación de un rotor en la cola del helicóptero que se llamó rotor de cola, según la configuración usada. Además, los rotores evolucionaron de ser rígidos, con tan solo una articulación que permitía variar el ángulo de las palas, a rotores semiarticulados y articulados, que permitían una mayor movilidad de las palas, de forma que facilitaba el equilibrio de fuerzas y daban solución al problema de la asimetría.

Gracias al desarrollo de los helicópteros, ha sido posible el control de este, que sin duda se define como un proceso complejo, dispuestos de una serie de mecanismos que, en su conjunto, y junto con la capacidad del piloto, hacen posible el vuelo de esta aeronave.

En el proyecto se explica cómo es posible este control, desde la historia de los helicópteros y su evolución. Se explicará a continuación los principios fundamentales que hacen posible la sustentación, las distintas clases de aeronaves y helicópteros. Y finalmente se centra en el vuelo de un helicóptero convencional, dispuesto de un rotor principal y un rotor de cola, explicando los componentes del helicóptero, los distintos tipos de rotores, y los mecanismos que hacen posible el vuelo y su control. Se hará posteriormente un diseño detallado en 3D del rotor principal con CATIA, junto con un análisis de su movimiento.

Abstract

This project shows how the main rotor system of a helicopter works. For this to be possible, the main rotor system has been design with CATIA V5.

The helicopter has turned out to be a really useful aircraft among history because of his capacity of making all kind of movements. Improvements have been made along the years in order to give solutions to the problems that came up, such as the asymmetry of lifting. As the result of this, different types of rotors were design, each of them with their own advantages and disadvantages. These are the rigid rotor system, the semi – rigid rotor system, and the articulated rotor system.

Furthermore, one of the solutions that were given for a specific problem was the incorporation of the tail rotor, a mechanism that gave stability to the helicopter.

The total control of the helicopter, which no doubt is a really complex task, finally was possible thanks to the progress that were made, and the pilot's ability, which requires quite a lot.

Along the project, the control of the helicopter is carefully described.

Firstly, some essential history is explained, followed by some fluidomechanics theories. After that, the different types of helicopters are described, with the explanation of a concrete type, which will be the one that is design in the following chapters. Finally, the design with CATIA V5 is reflected with pictures that were taking directly from the program while making the helicopter design. An analysis of movement will be explained as well, with a specific tool of CATIA V5.

ÍNDICE

1. INTRODUCCIÓN	1
2. ESTADO DEL ARTE	3
2.1 EVOLUCIÓN HISTORICA.....	3
2.2 PRINCIPIOS DE LA GENERACIÓN DE LA SUSTENTACIÓN - FLUIDODINÁMICA.....	9
2.2.1 Perfil Aerodinámico.....	9
2.2.2 Generación de la Sustentación.....	11
2.2.3 Generación de la Resistencia	23
3. ANÁLISIS ACTUAL	27
3.1 TIPOS DE AERONAVES.....	27
3.1.1 Aerostatos	27
3.1.2 Aerodinos	29
3.2 TIPOS DE HELICOPETEROS SEGÚN LA CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE HÉLICE	34
3.2.1. Rotor principal simple	35
3.2.2. Rotores en tándem.....	37
3.2.3. Rotores coaxiales.....	37
3.2.4. Rotores transversales.....	38
3.2.5. Rotores entrecruzados	39
4. HELICÓPTERO CONVENCIONAL.....	41
4.1 COMPONENTES DE UN HELICOPTERO	41
4.1.1. Sistema de Sustentación	42
4.1.2 Fuselaje.....	46
4.1.3. Unidad de Cola	47
4.1.4. Sistema de Control de Vuelo.....	49
4.2 CONFIGURACIÓN DE ROTORES	50
4.2.1 Asimetría de avance	50
4.2.2 Tipos de rotores básicos.....	52
4.3 CONTROL DEL VUELO	56
4.3.1 Componentes del mecanismo de placa oscilante.....	57
4.3.2 Actuaciones	58
4.3.3. Mandos de control	62

5. USO DE CATIA V5R20	65
5.1 CAD	66
5.2 CAM	66
5.3. CAD/CAM	67
5.4.1 MÓDULOS DE CATIA UTILIZADOS.....	69
6. MODELAJE DEL HELICOPTERO CON CATIA V5.....	71
6.1 (A) SISTEMA ROTOR PRINCIPAL.....	72
6.1.1 (A.1) Cabeza Rotor Principal.....	73
6.1.2 (A.2) Sistema placa oscilante.....	86
6.1.3 (A.3) Palas del Rotor Principal	91
6.1.4 (A.4) Sistema de Transmisión del Roto Principal	95
6.1.4 Montaje del Sistema del Rotor Principal.....	98
6.1.5 Ensamblaje del Sistema del Rotor Principal.....	98
6.2 (B) CUERPO.....	102
6.2.1 (B.1) Apoyo	102
6.2.2 (B.2) Fuselaje	107
6.2.3 (B.3) Elementos del Interior	111
6.2.3 Montaje del Cuerpo	113
6.2.4 Ensamblaje del Cuerpo.....	114
6.3 (C) SISTEMA DE COLA	116
6.3.1 (C.1) Estructura de la Cola.....	116
6.3.2 (C.2) Sistema Rotor de Cola.....	119
6.3.4 Montaje Sistema de Cola	133
6.3.5 Ensamblaje del Sistema de Cola.....	133
6.4 MONTAJE DEL HELICOPTERO	135
6.5 ENSAMBLAJE DEL HELICOPTERO.....	136
7. CONCLUSIONES.	143
8. BIBLIOGRAFIA.	145

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 2.1.1 Tornillo Rotatorio de Leonardo da Vinci	3
Figura 2.1.2 Aeronave rotatoria basada en el método coaxial, por D'Amécourt ...	4
Figura 2.1.3 Autogiro de Juan de la Cierva	5
Figura 2.1.4 Fenómeno de asimetría	6
Figura 2.1.5 El Fw 61 V2 pilotado por Hanna Reitsch	7
Figura 2.1.6 Uno de los primeros vuelos del VS-300.....	8
Figura 2.2.1.1 Fuerza sustentadora de un perfil aerodinámico.....	9
Figura 2.2.1.2 Partes de un perfil aerodinámico.....	10
Figura 2.2.1.3 Ángulo de ataque.....	11
Figura 2.2.1.4 Fuerzas que actúan en un perfil aerodinámico.....	11
Figura 2.2.2.1 Ecuación de Euler... ..	12
Figura 2.2.2.2 Ecuación de Bernoulli.....	12
Figura 2.2.2.3 Tubo Venturi.....	13
Figura 2.2.2.4 Diferencia de presiones. Efecto Venturi.....	13
Figura 2.2.2.5 Sustentación por la Tercera Ley de Newton.....	14
Figura 2.2.2.6 Capa límite.....	14
Figura 2.2.2.7 Desarrollo de la capa límite en una placa plana.....	15
Figura 2.2.2.8 Desprendimiento de la capa límite.....	16
Figura 2.2.2.9 Resistencia de estela.....	16
Figura 2.2.2.10 Separación, en una bola dentro de una corriente de agua.....	17
Figura 2.2.2.11 Separación de la capa límite para grandes ángulos de ataque .	18
Figura 2.2.2.12 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque ...	18
Figura 2.2.2.13 Teorema de Kutta – Joukowski.....	19
Figura 2.2.2.14 Condición de Kutta.....	20
Figura 2.2.2.15 Líneas de corriente alrededor de un perfil.....	21
Figura 2.2.2.16 Desaparición de la circulación.....	21
Figura 2.2.2.17 Circulación. Teorema de Kelvin.....	22
Figura 2.2.2.18 Generación de la sustentación.....	23
Figura 2.2.3.1 Resistencia inducida.....	24
Figura 2.2.3.2 Generación del vórtice.....	24
Figura 2.2.3.3 Torbellino.....	25
Figura 2.2.3.4 Coeficiente de sustentación.....	25
Figura 3.1.1 Clasificación de las aeronaves... ..	27
Figura 3.1.1.1 Globo aerostático.....	28
Figura 3.1.1.2 Dirigible.....	28
Figura 3.1.2.1.1 Planeador/ Velero.....	29
Figura 3.1.2.1.2 Parapente / Ala delta.....	30
Figura 3.1.2.2.1 Avión / Hidroavión / Anfibio.....	30
Figura 3.1.2.2.2 Ornitóptero.....	30

Figura 3.1.2.3.1 Helicóptero.....	31
Figura 3.1.2.3.2 Autogiro.....	32
Figura 3.1.2.3.3 Girodino.....	32
Figura 3.1.2.3.4 Convertible con rotor inclinable.....	33
Figura 3.1.2.3.5 Convertible con alas inclinables.....	33
Figura 3.2.1 Tipos de helicópteros.....	34
Figura 3.2.1.1.1 Rotor de cola.....	35
Figura 3.2.1.2.1 Rotor de cola carenado.....	36
Figura 3.2.1.3.1 Funcionamiento del sistema NOTAR.....	36
Figura 3.2.1.4.1 Sistema “tip jets”.....	37
Figura 3.2.2.1 Rotores en tándem.....	37
Figura 3.2.3.1 Rotores coaxiales.....	38
Figura 3.2.4.1 Rotores transversales.....	38
Figura 3.2.5.1 Rotores entrecruzados.....	39
Figura 4.1.1 Componentes principales de un helicóptero.....	41
Figura 4.1.1.1.1 Sistema de transmisión principal.....	42
Figura 4.1.1.1.2 Tren de engranajes de la transmisión principal.....	43
Figura 4.1.1.2.1 Sistema de freno del rotor.....	44
Figura 4.1.1.3.1 Sistema del rotor principal.....	45
Figura 4.1.2.1 Fuselaje.....	46
Figura 4.1.3.1.1 Estructura de la cola.....	47
Figura 4.1.3.2.1 Sistema de transmisión del rotor de cola.....	48
Figura 4.1.3.3.1 Rotor de cola.....	49
Figura 4.1.4.1.1 Sistemas de control del rotor principal.....	50
Figura 4.2.1.1 Simetría de distribución de velocidades en vuelo axial.....	51
Figura 4.2.1.2 Asimetría de distribución de velocidades en el vuelo de avance.....	51
Figura 4.2.2.1 Tipo de rotores.....	52
Figura 4.2.2.1.1 Movimientos permitidos de un rotor articulado.....	53
Figura 4.2.2.1.2 Representación rotor articulado.....	53
Figura 4.2.2.1.3 Rotor articulado.....	54
Figura 4.2.2.2.1 Rotor semirrígido.....	54
Figura 4.2.2.3.1 Rotor rígido.....	55
Figura 4.3.1 Movimientos de un helicóptero.....	56
Figura 4.3.1.1 Mecanismo oscilante.....	57
Figura 4.3.1.2 Esquema del mecanismo de placa oscilante.....	57
Figura 4.3.2.1.1 Ángulo acimutal.....	58
Figura 4.3.2.1.2 Torsión generada.....	59
Figura 4.3.2.1.3 Movimiento transversal.....	59
Figura 4.3.2.1.4 Movimiento longitudinal.....	60
Figura 4.3.2.2.1 Movimiento vertical.....	61
Figura 4.3.2.3.1 Movimiento debido al par generado en el rotor principal.....	61
Figura 4.3.2.3.2 Fuerza generada por el rotor de cola.....	62
Figura 4.3.3.1 Mandos de un helicóptero.....	62
Figura 5.1 Sketch Tracer Catia.....	65
Figura 5.4.1.1 Módulos de CATIA.....	69
Figura 5.4.1.2 Módulo de CATIA Shape sketch tracer.....	70

Figura 6.1.1 Rotor principal.....	74
Figura 6.1.2 Rotor principal explosionado.....	75
Figura 6.1.1.1 Cruceta.....	76
Figura 6.1.2.1 Rodamiento pala despiece.....	77
Figura 6.1.1.3 Rodamiento pala conjunto.....	77
Figura 6.1.1.4 Arandela.....	78
Figura 6.1.1.5 Sujeción pala.....	78
Figura 6.1.1.6 Palanca de control.....	79
Figura 6.1.1.7 Barra de control.....	79
Figura 6.1.1.8 Conjunto conductor.....	80
Figura 6.1.1.9 Abrazadera conductor.....	81
Figura 6.1.1.10 Conductor parte superior.....	81
Figura 6.1.1.11 Conductor parte inferior.....	82
Figura 6.1.1.12 Rótula barra control.....	82
Figura 6.1.1.13 Gorro.....	83
Figura A. 6.1.1.14 Eje rotor principal.....	83
Figura 6.1.1.15 Unión de gorro –cruceta –eje.....	84
Figura 6.1.1.16 Unión de la sujeción de la pala.....	85
Figura 6.1.1.17 Unión barra y palanca control.....	85
Figura 6.1.1.18 Conjunto cabeza rotor principal.....	86
Figura 6.1.1.19 Conjunto cabeza rotor principal sin gorro.....	86
Figura 6.1.1.20 Conjunto cabeza rotor principal - material.....	87
Figura 6.1.1.21 Conjunto cabeza rotor principal sin gorro - material.....	87
Figura 6.1.2.1 Placa oscilante superior.....	88
Figura 6.1.2.2 Placa oscilante inferior.....	89
Figura 6.1.2.3 Rótula sistema placa oscilante.....	89
Figura 6.1.2.4 Actuador.....	90
Figura 6.1.2.5 Plataforma actuadores.....	90
Figura 6.1.2.6 Montaje sistema de placa oscilante.....	91
Figura 6.1.2.7 Conjunto sistema placa oscilante.....	92
Figura 6.1.2.8 Conjunto sistema placa oscilante – material 1.....	92
Figura 6.1.2.9 Conjunto sistema placa oscilante – material 2.....	93
Figura 6.1.3.1 Palas del rotor principal.....	94
Figura 6.1.3.2 Perfil aerodinámico de las palas del rotor.....	94
Figura 6.1.3.3 Cabeza pala.....	95
Figura 6.1.3.4 Unión elementos de la pala.....	96
Figura 6.1.3.5 Conjunto palas.....	96
Figura 6.1.3.6 Conjunto palas - material.....	97
Figura 6.1.4.1 Turbina.....	98
Figura 6.1.4.2 Engranaje turbina.....	98
Figura 6.1.4.3 Engranaje eje rotor principal.....	99
Figura 6.1.4.4 Conjunto del mecanismo de transmisión del rotor principal.....	99
Figura 6.1.6.1 Sistema A. Sistema Rotor Principal.....	100
Figura 6.1.6.2 Sistema A. Sistema Rotor Principal 1	100
Figura 6.1.6.3 Sistema A. Sistema Rotor Principal 2.....	101
Figura 6.1.6.4 Sistema A. Sistema Rotor Principal 3.....	101

Figura 6.1.6.5 Sistema A. Sistema Rotor Principal 4.....	102
Figura 6.1.6.6 Sistema A. Sistema Rotor Principal 5.....	102
Figura 6.1.6.7 Sistema A. Sistema Rotor Principal 6.....	103
Figura 6.1.6.8 Sistema A. Sistema Rotor Principal 7.....	103
Figura 6.2.1.1 Cinta de sujeción delantera.....	104
Figura 6.2.1.2 Patas delanteras.....	105
Figura 6.2.1.3 Patas traseras.....	105
Figura 6.2.1.4 Skies	106
Figura 6.2.1.5 Despiece del Apoyo.....	106
Figura 6.2.1.6 Unión cinta de sujeción.	107
Figura 6.2.1.7 Unión elementos apoyo.....	107
Figura 6.2.1.8 Apoyo.....	108
Figura 6.2.1.9 Apoyo – material.	108
Figura 6.2.2.1 Fuselaje principal 1.....	109
Figura 6.2.2.2 Fuselaje principal 2.....	109
Figura 6.2.2.3 Estructura de puertas y ventanas.....	110
Figura 6.2.2.4 Estructura de alojamiento de la turbina 1.....	111
Figura 6.2.2.5 Estructura de alojamiento de la turbina 2.	111
Figura 6.2.2.6 Unión fuselaje.....	112
Figura 6.2.2.7 Fuselaje helicóptero.....	112
Figura 6.2.2.8 Fuselaje helicóptero – material.....	113
Figura 6.2.3.1 Unión de los elementos de la cabina.....	114
Figura 6.2.3.2 Elementos de la cabina.....	114
Figura 6.2.3.3 Elementos de la cabina – material.	115
Figura 6.2.4.1 Montaje cuerpo helicóptero.	115
Figura 6.2.5.1 Cuerpo helicóptero 1.....	116
Figura 6.2.5.2 Cuerpo helicóptero 2.....	116
Figura 6.2.5.3 Cuerpo helicóptero – material 1.....	117
Figura 6.2.5.4 Cuerpo helicóptero – material 2.....	117
Figura 6.3.1.1 Estructura principal de la cola.....	118
Figura 6.3.1.2 Aletas.....	119
Figura 6.3.1.3 Unión elementos de la estructura de la cola.....	119
Figura 6.3.1.4 Estructura cola 1.....	120
Figura 6.3.1.5 Estructura cola 2.....	120
Figura 6.3.1.6 Estructura cola - material.....	121
Figura 6.3.2.1 Pala de rotor de cola.....	122
Figura 6.3.2.2 Sujeta pala rotor cola.....	122
Figura 6.3.2.3 Eje rotor de cola.....	123
Figura 6.3.2.4 Barra rotor de cola.....	123
Figura 6.3.2.5 Placa rotor de cola.....	124
Figura 6.3.2.6 Rodamiento placa cola.....	125
Figura 6.3.2.7 Abrazadera placa cola.....	125
Figura 6.3.2.8 Escuadra.....	126
Figura 6.3.2.9 Impulsor.....	127
Figura 6.3.2.10 Estructura del rotor de cola.....	127
Figura 6.3.2.11 Mecanismo de transmisión del rotor de cola.....	128

Figura 6.3.2.12 Unión palas rotor cola.....	129
Figura 6.3.2.13 Unión placa y barra con el eje del rotor de cola.....	129
Figura 6.3.2.14 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera.....	130
Figura 6.3.2.15 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera 2.....	130
Figura 6.3.2.16 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera 3.....	131
Figura 6.3.2.17 Unión biela – impulsor – abrazadera.....	131
Figura 6.3.2.18 Unión elementos a la estructura de la cola.....	132
Figura 6.3.2.19 Despiece elementos rotor de cola.....	132
Figura 6.3.2.20 Conjunto sistema rotor de cola 1.....	133
Figura 6.3.2.21 Conjunto sistema rotor de cola 2.	133
Figura 6.3.2.22 Conjunto sistema rotor de cola – material.....	134
Figura 6.3.2.23 Conjunto sistema rotor de cola – material 2.....	134
Figura 6.3.4.1 Montaje del sistema de la cola.....	135
Figura 6.3.5.1 Conjunto de la cola.	135
Figura 6.3.5.2 Conjunto de la cola – material.....	136
Figura 6.4.1 Montaje helicóptero 1.....	137
Figura 6.4.2 Montaje helicóptero 2.....	137
Figura 6.5.1 Helicóptero 1.....	138
Figura 6.5.2 Helicóptero 2.....	138
Figura 6.5.3 Helicóptero 3.	139
Figura 6.5.4 Helicóptero 4.....	139
Figura 6.5.5 Helicóptero sobrevolando 1.	140
Figura 6.5.6 Helicóptero sobrevolando 2.....	140
Figura 6.5.7 Helicóptero sobrevolando 3.....	141
Figura 6.5.8 Helicóptero sobrevolando 4.....	141
Figura 6.5.9 Helicóptero sobrevolando 5.....	142
Figura 6.5.10 Helicóptero sobrevolando 6.....	142
Figura 6.5.11 Helicóptero sobrevolando 7.....	143

1. INTRODUCCIÓN

El objetivo principal de este proyecto es el estudio de los distintos tipos de aeronaves de eje vertical, sus mecanismos de transmisión, la funcionalidad de estos para conseguir el levantamiento del vuelo, así como el control direccional.

Una vez realizado este estudio se ha procedido al diseño de un rotor de eje vertical de un helicóptero con el diseño de todos los mecanismos del rotor principal. Para el desarrollo de este diseño se ha utilizado el software de diseño CAD/CAM, Catia V5.

El helicóptero es un tipo de aeronave con numerosos usos, gracias a su capacidad de maniobra. Este ha ido evolucionando a lo largo de la historia con el objetivo de dar solución a ciertos problemas aerodinámicos característicos de estas aeronaves, tales como el vuelco del helicóptero, por la asimetría de las fuerzas sustentadoras en las palas, o el giro sin control alrededor del eje principal debido a un par de reacción.

Estos problemas descritos, entre otros, dieron lugar a varios tipos de configuraciones de rotores principales y a la necesidad de la incorporación de un rotor en la cola del helicóptero que se llamo rotor de cola, según la configuración usada. Además los rotores evolucionaron de ser rígidos, con tan solo una articulación, que permitía variar el ángulo de las palas, a rotores semiarticulados y articulados, que permitían una mayor movilidad de las palas, de forma que facilitaba el equilibrio de fuerzas y daban solución al problema de la asimetría.

Gracias al desarrollo de estos sistemas en los helicópteros, ha sido posible el control de este, que sin duda se define como un proceso complejo, dispuestos de una serie de mecanismos, que en su conjunto y junto con la capacidad del piloto, hacen posible el vuelo de esta aeronave.

En el proyecto se explica cómo es posible este control, desde la historia de los helicópteros y su evolución. Se explicará a continuación los principios fundamentales que hacen posible la sustentación, las distintas clases de aeronaves y helicópteros. Y finalmente se centra en el vuelo de un helicóptero convencional, dispuesto de un rotor principal y un rotor de cola, explicando los componentes del helicóptero, los distintos tipos de rotores y los mecanismos que hacen posible el vuelo y su control. Se hará posteriormente un diseño detallado en 3D del rotor principal con CATIA V5, junto con un análisis de su movimiento.

Por otra parte y dada la vertibilidad que existe de este tipo de mecanismo dependiendo del tipo de helicóptero por su funcionalidad, tamaño o capacidad, se ha realizado un estudio de los distintos tipos de rotores principales que se pueden encontrar.

Puntualizando que dada la evolución de estos tipos de aeronaves sería muy extenso el estudio de todos los modelos y las evoluciones a que estas aeronaves tienden (modelos tipo drones), por lo que nos centraremos en los modelos principales de rotores de tipos aeronaves helicópteros.

2. ESTADO DEL ARTE

2.1 EVOLUCIÓN HISTÓRICA

Desde hace siglos, el hombre ha tenido el deseo de volar, pero no había entonces medios para lograrlo. Hoy en día existen varios tipos de máquinas que lo hacen posible. Gracias a la inteligencia del ser humano, que se ha ido superando en la historia, inventando, y a la vez dando solución a los problemas que surgían, se ha hecho posible la construcción del helicóptero tal y como lo conocemos ahora.

El helicóptero se define como una máquina voladora que hace uso de un rotor para su sustentación en el aire. Este empuje es generado por fuerzas de sustentación aerodinámicas creadas por las alas giratorias. Además, el helicóptero debe ser capaz de volar hacia delante, elevarse, y poder descender, lo que incluye complejos requerimientos mecánicos, aerodinámicos.

Durante la historia han surgido gran variedad de modelos de maquina rotativas. Uno de los primeros tipos de los que se tiene constancia es el “tornillo aéreo” de Leonardo da Vinci, que mostro en sus dibujos una máquina que se asemeja a un helicóptero básico capaz de trasladar a un operario. Este dibujo que se muestra en la figura data el año 1483.

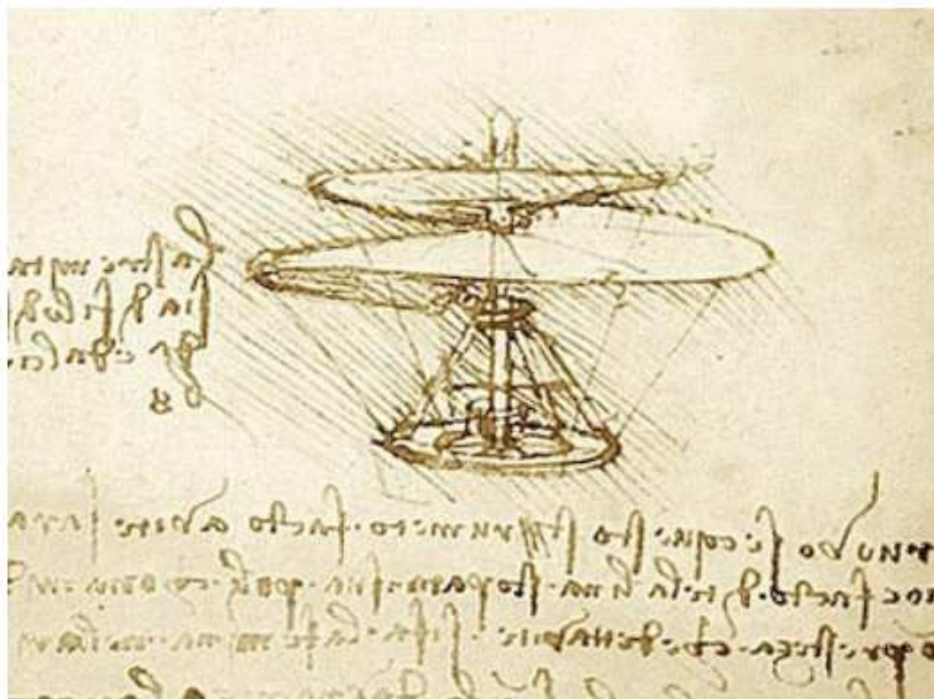


Figura 2.1.1 Tornillo rotatorio de Leonardo da Vinci

En el 1840 un científico inglés empezó a abordar uno de los primeros obstáculos asociados con el vuelo rotatorio; la neutralización del par motor. Este problema hacía que el helicóptero girara sobre sí mismo, alrededor del eje del rotor principal. La respuesta fue diseñar un helicóptero con dos rotores situados uno frente a otro. Cada rotor giraría en dirección opuesta respecto al otro para neutralizar la fuerza de par motor entre los dos. Pero esta nave no se construyó, pues parecía imposible que aquello fuera a funcionar. Hasta que 1860, un ingeniero Francés, Ponton d'Amécourt decidió demostrar que el vuelo rotativo era posible.

D'Amécourt construyó una nave rotativa en miniatura que utilizaba un nuevo método para neutralizar el par motor. Este método se conoció como el método coaxial del par motor; se basaba en dos rotores montados en un eje común. El francés logró construir modelos a escala de helicópteros los cuales pudieron elevarse en el aire y llamó a sus máquinas *hélicoptères*, que es una palabra derivada del adjetivo griego *elikoeioas*, que significa espiral o viento, y el sustantivo *pteron*, el cual significa pluma o ala.



*Figura 2.1.2 Aeronave rotatoria basada
en el método coaxial, por D'Amécourt.*

En 1907, otro ingeniero francés, Paul Cornu construyó una máquina de vuelo vertical capaz de levantar a un ser humano del suelo sin asistencia terrestre por primera vez, sin embargo, el control de la máquina seguía siendo escaso. Aunque hubo ingenieros

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

que siguieron los pasos de Cornu, el problema de la falta de control seguía sin solución.

El ingeniero español Juan de la Cierva había construido y volado otro tipo de aeronaves con ala rotativa a partir de 1923. En 1925, invento un nuevo tipo llamado el "Autogiro", el cual volaba por medio de un fenómeno aerodinámico conocido como auto rotación. La aeronave tenía un rotor que podía girar libremente alrededor de un eje vertical, sin estar alimentado por potencia. El rotor actúa como un molino de viento, en el que el movimiento de avance de la aeronave provoca su rotación, convirtiéndose en un ala y produciendo la elevación. El autogiro podía mantenerse en el aire gracias a la propia inercia de la rotación, y gracias a su seguridad y a su capacidad de operaciones a bajas velocidades podía aterrizar en un espacio reducido.



Figura 2.1.3 Autogiro de Juan de la Cierva.

La clave de la estabilidad del autogiro fue el descubrimiento del fenómeno de asimetría de elevación que tienen las aeronaves de ala rotatoria, por el cual estas volcaban hacia un lado, alrededor de su eje longitudinal, antes de levantarse del suelo. Esto ocurría debido a la rigidez de las aspas rotarias, que junto con la velocidad del aire provocaban unas fuerzas de sustentación.

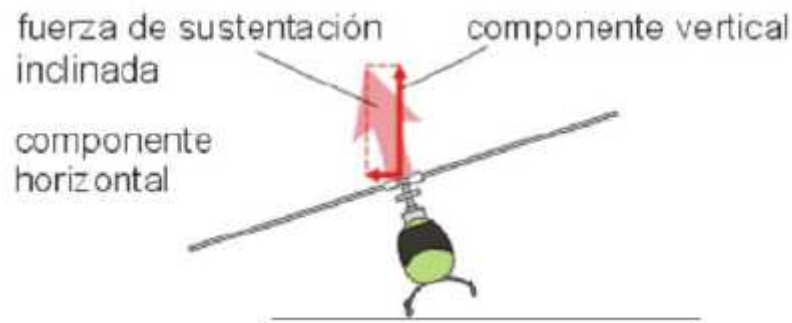


Figura 2.1.4 Fenómeno de asimetría.

La solución de la Cierva fue unir cada aspa mediante bisagras, para dotarlas de capacidad para moverse y que, por tanto, entre ellas se generara la sustentación mediante el equilibrio de fuerzas.

Los primeros autogiros tenían pequeñas alas auxiliares para mejorar el control del aparato, pero estas desaparecieron a principios de 1930 cuando se desarrolló el control cíclico de balanceo y cabeceo. Este dispositivo estaba basado en el problema que de la Cierva había resuelto; la asimetría de elevación. La idea era controlar este desequilibrio en la subida y utilizarlo para controlar la aeronave. Este es el mismo mecanismo básico que permite el control de un helicóptero moderno. Se basa en cambiar la inclinación de cada aspa de forma individual, con una palanca giratoria mediante un mecanismo en la base del rotor. Cuando la inclinación del aspa es mayor la fuerza sustentativa que se genera es superior, mientras que, si la inclinación es menor, la fuerza tiene un módulo más pequeño. Haciendo uso de esto, en las distintas palas del rotor, la fuerza sustentativa total del helicóptero tendrá una cierta inclinación similar a la de la figura superior, que permitirá el control del movimiento. Así es como hoy en día funcionan los helicópteros, que junto con un mando colectivo de elevación se pueden cambiar la inclinación de todas las aspas simultáneamente.

Pero el autogiro no podía conseguir el vuelo a un punto fijo, razón por la cual continuaron las investigaciones e intentos alrededor del helicóptero.

En 1936, un ingeniero aeronáutico alemán, Heinrich Focke, dio al autogiro un enfoque diferente del convencional. Baso su nuevo diseño en este y construyó el primer helicóptero práctico, el Fw 61, que sería pilotado por Hanna Reitsch, la primera mujer piloto de pruebas alemanas.



Figura 2.1.5 El Fw 61 V2 pilotado por Hanna Reitsch

Ígor Sikorski, por aquel entonces, ya era una persona relevante en el mundo de las aeronaves. En 1909 este ya había construido prototipos fallidos de helicópteros, pero más tarde diseñaría un tipo único hasta entonces, basado en un único rotor principal. Hasta finales de los años treinta la mayoría de los helicópteros que habían conseguido elevarse eran de diseño coaxial, es decir, con dos ejes, o tenían al menos dos rotores principales como el de Focke. En 1939, Sikorski inicio los modelos de prueba de su helicóptero VS-300 de un solo rotor principal. El control de este lo consiguió mediante el rotor de cola, que se controlaba mediante los pedales del piloto, como actualmente ocurre. Mediante los pedales se controla la inclinación de las aspas del rotor de cola que hacen que el helicóptero gire hacia la derecha o hacia la izquierda alrededor del eje del rotor principal. Para girar a la izquierda, se presiona el pedal izquierdo, que disminuye el ángulo de las aspas, y el fuselaje gira a la izquierda. Al presionar el pedal derecho, aumenta la inclinación de las aspas del rotor de cola causando un aumento de su tracción aérea y una compensación de las fuerzas del par motor, de manera que la aeronave gira a la derecha.



Figura 2.1.6 Uno de los primeros vuelos del VS-300.

El VS-300 fue el primer helicóptero que alcanzó el éxito en América y su diseño se convirtió en la base para los futuros helicópteros modernos. Hacia el final de la segunda guerra mundial, el VS-300 resultó ser un elemento fundamental para salvar vidas en lugares inaccesibles.

En finales de la segunda guerra mundial, diversas compañías empezaron a trabajar en el desarrollo de helicópteros, originando así una industria que se basaba en la necesidad de aeronaves para salvamento y vigilancia.

Más tarde, los militares se centraron en hacer la aeronave más ligera, y llevar así una mayor carga. Para ello incorporaron el motor de turbina que sustituyó a los motores de pistones. La turbina era una fuente de potencia que en los años cincuenta se encontraba aún en fase experimental, y que se consiguió su fabricación en los años sesenta. El helicóptero francés Alouette, fue el primer helicóptero que incorporó una turbina de gas como un grupo motor.

A partir de este momento se fue mejorando el diseño del helicóptero. En aerodinámica, por ejemplo, se perfeccionaron los perfiles de las palas, para permitir una mayor sustentación con menor resistencia. Surgieron también diversos tipos de rotores que hacen que hoy coexistan distintos tipos de helicópteros.

Los helicópteros resultaron de gran utilidad para la guerra, pero su función más esencial era el rescate, incluso en tiempos de paz. Hoy en día estos son esenciales

para poner a salvo a personas en caso de siniestro, ya que pueden llegar a casi cualquier sitio. Estos también actúan como bomberos aéreos e incluso grúas aéreas. Aun se siguen estudiando y mejorando diseños futuros como son los helicópteros no tripulados. Estos siguen siendo el objeto de estudios y sirven como inspiración para aeronaves futuras.

2.2 PRINCIPIOS DE LA GENERACIÓN DE LA SUSTENTACIÓN - FLUIDODINÁMICA

Los helicópteros, o los aviones, usan el principio del perfil alar para el ascenso. En el caso de los helicópteros, al girar las palas en el aire, una serie de fenómenos hacen que se cree una fuerza sustentadora (Lift), que supera al peso y permita que el helicóptero vuele.

La explicación de la fuerza sustentadora es debido al perfil aerodinámico de la pala. Antes de estudiar cómo puede desplazarse, y ascender un helicóptero es necesario exponer unas nociones básicas sobre conceptos aeronáuticos.

2.2.1 Perfil Aerodinámico

Un perfil aerodinámico es un objeto o estructura con características que le permiten reaccionar y crear fuerzas dinámicas al desplazarse en un fluido. Esto es un concepto general que se aplica tanto a aeronaves como a barcos y automóviles.

En el ámbito de la aviación se define como un perfil que al desplazarse a través del aire genera una distribución de presiones capaces de crear una fuerza sustentadora, como pueden ser las alas de un avión y las hélices de los helicópteros. Podría explicarse de manera muy simplificada con la imagen a continuación.

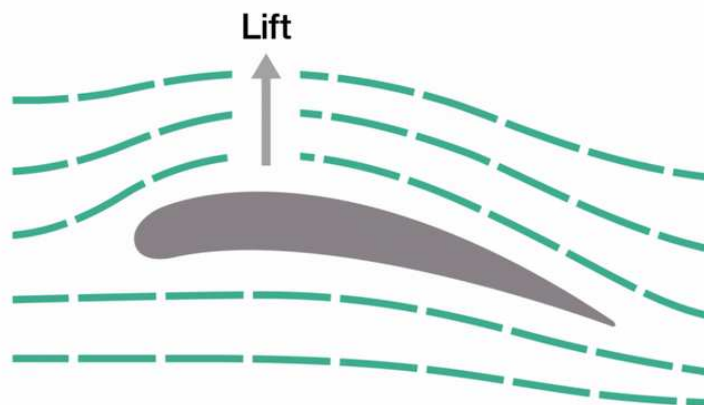


Figura 2.2.1.1 Fuerza sustentadora de un perfil aerodinámico.

Las partes de un perfil aerodinámico son las siguientes:

- Borde de Ataque: Parte delantera del perfil donde incide la corriente de aire.
- Borde de Salida (Fuga): Parte trasera del perfil donde la corriente abandona el perfil.

- Extradós: Zona superior del perfil comprendida entre el borde de ataque y borde salida.
- Intradós: Zona inferior del perfil comprendida entre el borde de ataque y borde salida.
- Cuerda Aerodinámica: Línea recta imaginaria comprendida entre el borde de ataque y salida.
- Línea de curvatura media: Línea imaginaria que une puntos equidistantes entre el intradós y el extradós. Da por tanto una idea de cuál es la curvatura del perfil.
- Espesor máximo: Punto en el cual la distancia entre el extradós y el intradós es máxima.
- Ordenada máxima: Punto en el cual la distancia entre la cuerda aerodinámica y la línea de curvatura media es máxima. También se puede definir como un espesor máximo entre la línea de curvatura media y la cuerda aerodinámica.

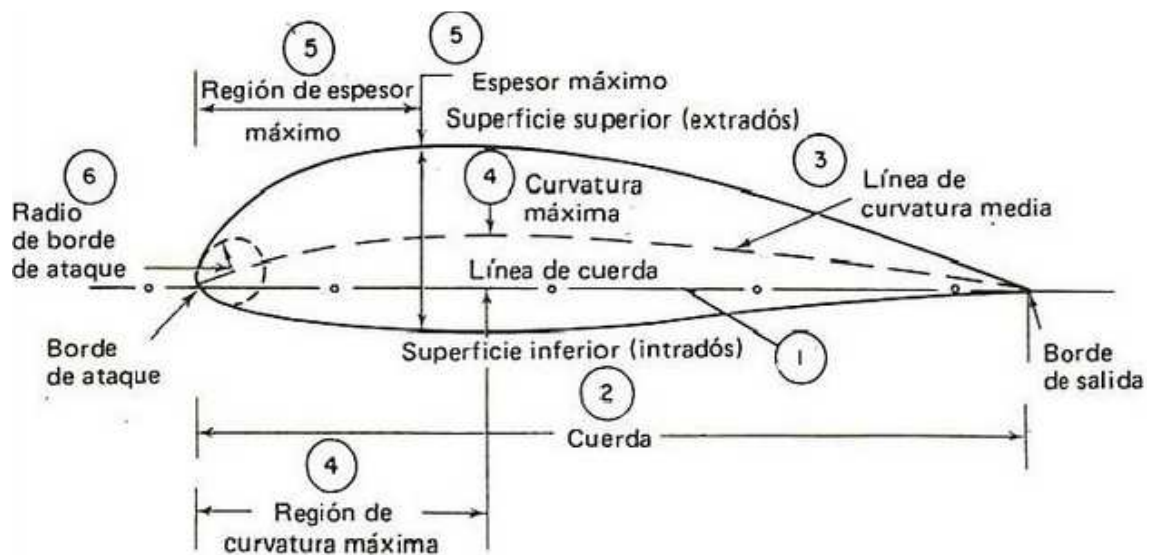


Figura 2.2.1.2 Partes de un perfil aerodinámico.

En cuanto a tipos de perfiles aerodinámicos se pueden distinguir entre simétrico y asimétrico (respecto a la línea de curvatura media). Los simétricos generan una mayor sustentación, pero también producen una mayor resistencia al avance.

Al estudiar las reacciones del aire, en este caso el viento relativo, con los objetos que se mueven dentro de este, como una aeronave, se introducen nuevos parámetros que hacen posible la obtención de la forma y la posición respecto al viento relativo, de un perfil alar, que producirán la sustentación.

Un parámetro fundamental para la generación de la fuerza de elevación, y para su explicación en la aerodinámica es el ángulo de ataque. Este es el formado entre el viento relativo y la cuerda aerodinámica.

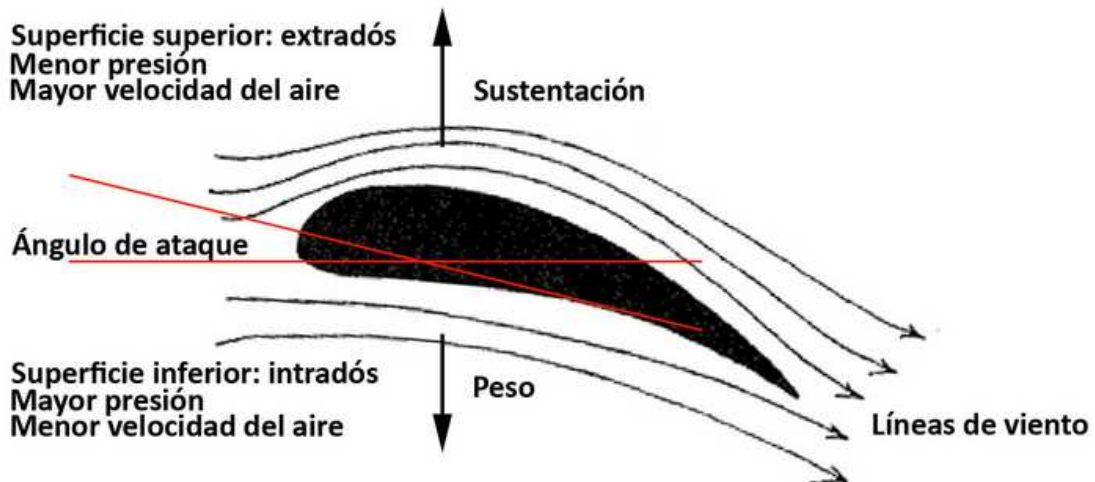


Figura 2.2.1.3 Ángulo de ataque.

Como se observa en la imagen anterior, aparece la fuerza del peso que se superpone a la de sustentación. Pero además, en el perfil aerodinámico se generan dos fuerzas más; el empuje y la resistencia, debidas al avance del perfil en el aire.

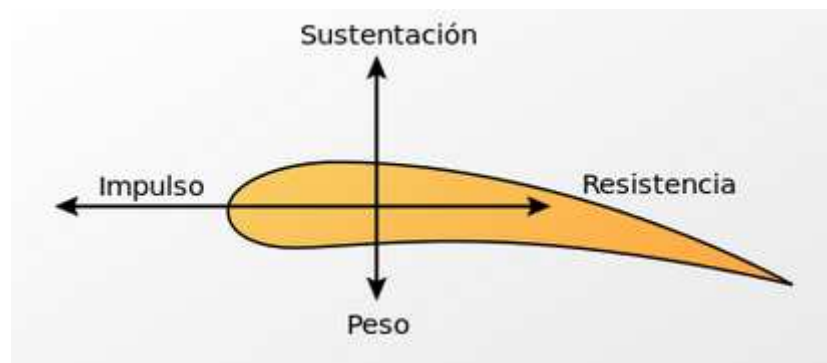


Figura 2.2.1.4 Fuerzas que actúan en un perfil aerodinámico.

Para dar una explicación más detallada del porqué de la sustentación generada en el perfil, se necesitan una serie de principios que explican, y dan sentido a porque un fluido se mueve de tal forma sobre un perfil.

2.2.2 Generación de la Sustentación

La sustentación se define como la fuerza perpendicular al viento relativo generada principalmente por el flujo de aire a través de las palas/ alas.

Esta se explica de manera simplificada por el principio de Bernoulli.

Para esto se toman ciertas hipótesis sobre el fluido:

1. Hipótesis del continuo: considera al fluido a un nivel macroscópico como un medio continuo, es decir que se puede hablar en él de la existencia de "un

punto físico”, que ocupa un diferencial de volumen (dV) y que encierra un diferencial de masa (dM). Con esta hipótesis se simplifica el tratamiento matemático del fluido, ya que la presión se puede definir microscópicamente, sin recurrir a la mecánica estadística.

2. Los fluidos son incompresibles: Su densidad es homogénea en todo el fluido y permanece constante en el tiempo.
3. Fluido es no viscoso: su coeficiente de viscosidad es cero.

El principio de Bernoulli, establece que cuando un fluido aumenta su velocidad la presión disminuye y viceversa. Este principio es deducido a partir de la conservación de la energía y es una solución particular de la solución de Euler.

Las ecuaciones de Euler reducen el comportamiento del medio continuo de un fluido a un conjunto de ecuaciones diferenciales desarrolladas a partir de las leyes de Newton y definiendo a la presión como una fuerza que actúa sobre una superficie externa o interna a un fluido.

$$\rho \cdot \vec{g} - \nabla p = \rho \cdot \left[\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} \right]$$

\vec{V} : velocidad del fluido en el punto (x, y, z)

ρ : densidad del fluido

p : presión del fluido en el punto (x, y, z)

\vec{g} : fuerza másica debida a la gravedad

Figura 2.2.2.1 Ecuación de Euler.

Aplicando que el flujo es estacionario e irrotacional, es decir que no tiene torbellinos en su seno y su velocidad angular local se desprecia ($\text{rot } V = 0$), a lo largo de una línea de corriente, y considerando que no se produce un descenso importante de altura en el movimiento del fluido, la ecuación se reduce a:

$$p + \frac{\rho \cdot V^2}{2} = \text{const}$$

Figura 2.2.2.2 Ecuación de Bernoulli.

donde al segundo término se le conoce como la presión dinámica y al contrario que la estática, su efecto no es una fuerza por superficie sino, que es una energía cinética por unidad de volumen. Por lo tanto, si a lo largo de una línea de corriente un fluido, aumenta su velocidad, implica que en el mismo debe disminuir su presión.

El principio de Bernoulli se puede aplicar a un fluido a través de un tubo con estrechamiento (tubo Venturi). En la parte inicial del tubo, el fluido se encuentra a alta presión y baja velocidad. Al pasar por el estrechamiento, el fluido es forzado a

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

aumentar su velocidad y por tanto a disminuir su presión. Una vez que sale del estrechamiento se vuelve a la condición del principio.

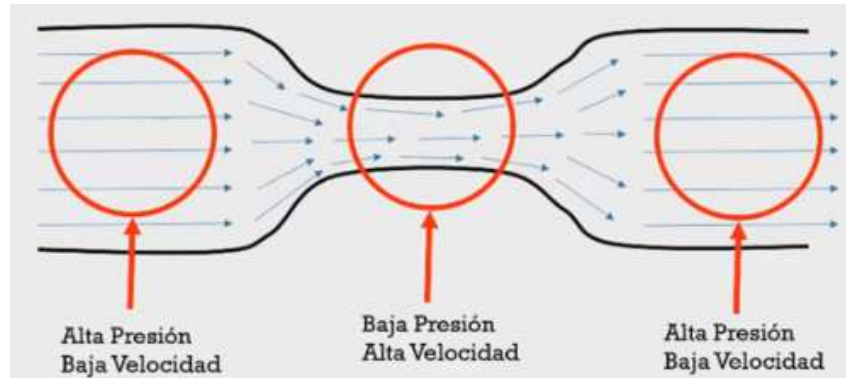


Figura 2.2.2.3 Tubo Venturi.

El estrechamiento del tubo se asemeja al extradós del perfil alar. Se aplica entonces el mismo principio; el viento relativo que fluye a través del perfil, una vez que está pasando por el extradós, este se ve forzado a acelerarse, y por lo tanto su presión debe bajar. Ya que en la parte inferior se tiene una menor presión relativa, eso genera una diferencia de presiones, lo que da como resultado una fuerza resultante que sería la sustentación.

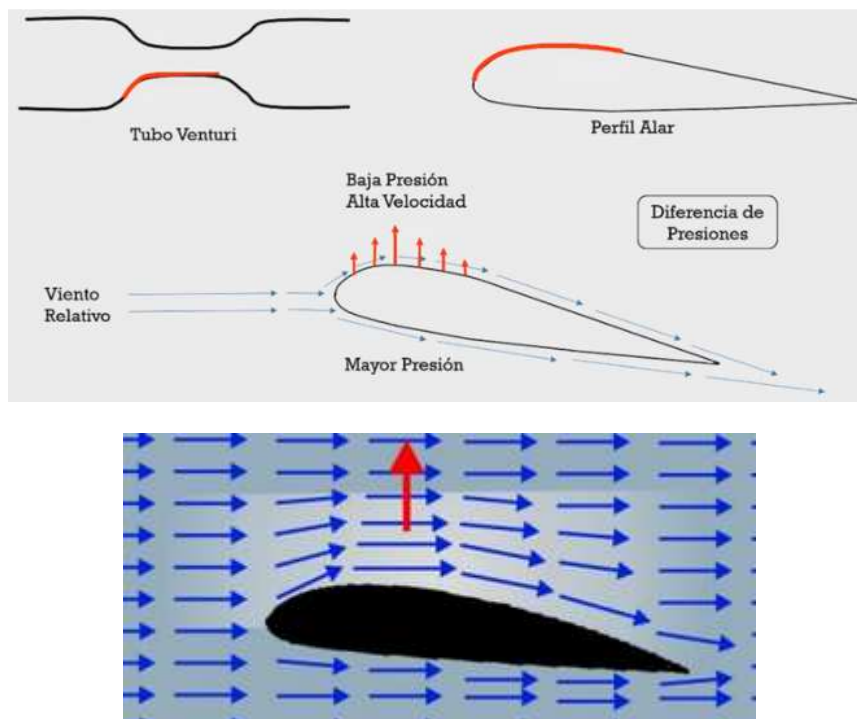


Figura 2.2.2.4 Diferencia de presiones. Efecto Venturi.

La sustentación también puede explicarse con la Tercera Ley de Newton, que establece que toda acción tiene una reacción de la misma magnitud en sentido opuesto. Por tanto, el viento relativo que impacta en el intradós, con un cierto ángulo de ataque, se ve obligado a flectar hacia abajo. La reacción entonces sería la

generación de una fuerza de la misma magnitud hacia arriba, siendo esta la fuerza de sustentación.

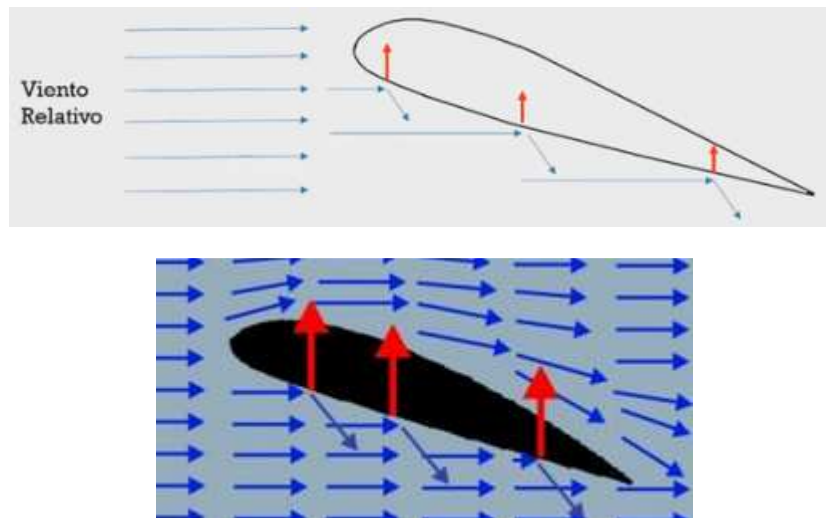


Figura 2.2.2.5 Sustentación por la Tercera Ley de Newton.

Lo establecido hasta ahora resulta ser una aproximación. Pero al estudiar estos principios cerca del borde del perfil, no se cumplen. Según estos, las partículas de fluido que pasan junto al borde, llevarían la velocidad del fluido, debido a las hipótesis establecidas anteriormente. Sin embargo, el fluido presenta viscosidad, lo que hace que las partículas del fluido pegado al borde opongan resistencia a la fricción, siendo por tanto su velocidad igual a cero. Es aquí donde entra la necesidad de una zona, la capa límite, concepto introducido por Prandtl, donde gobiernan ecuaciones y movimientos regidos en parte por la viscosidad del fluido.

La capa límite es una delgada zona adyacente a la superficie del cuerpo donde se encuentran presentes las fuerzas viscosas. Fuera de esta se pueden despreciar por tanto los efectos viscosos.

El espesor de la capa límite se define como la distancia que hay entre el punto de velocidad cero a otro que tenga el 99% de la corriente libre.

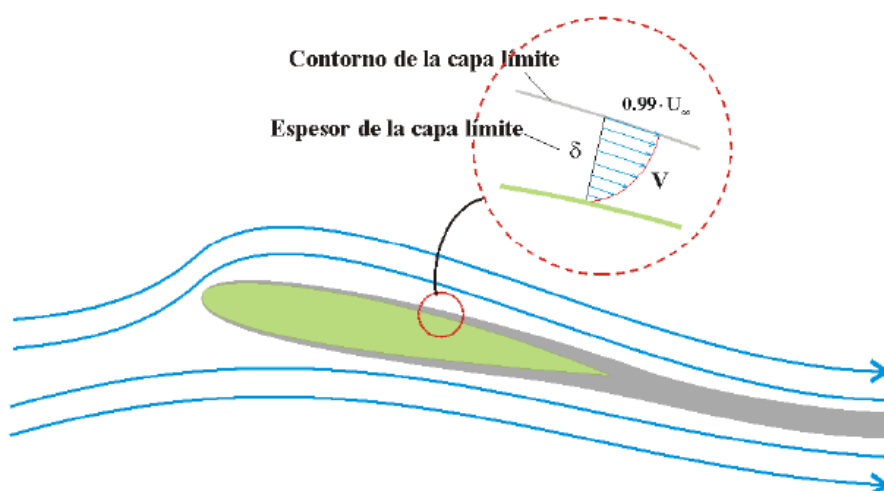


Figura 2.2.2.6 Capa límite.

Dependiendo del perfil de velocidades y del tipo de fluido, donde interviene el número de Reynolds, una capa límite puede ser laminar o turbulenta. Si se estudia la capa límite de una placa plana se comprueba que cerca del borde de ataque la capa límite es laminar. Esto quiere decir que el perfil de velocidades tiene una distribución lineal. Las fuerzas de rozamiento dentro de la capa disipan energía de la corriente de aire, y hacen que el espesor de la misma aumente paulatinamente, hasta que, a cierta distancia del borde de ataque, empiezan a producirse perturbaciones que transforman el perfil de velocidades, que deja de ser lineal para transformarse en parabólico. Se dice entonces que el flujo es turbulento.

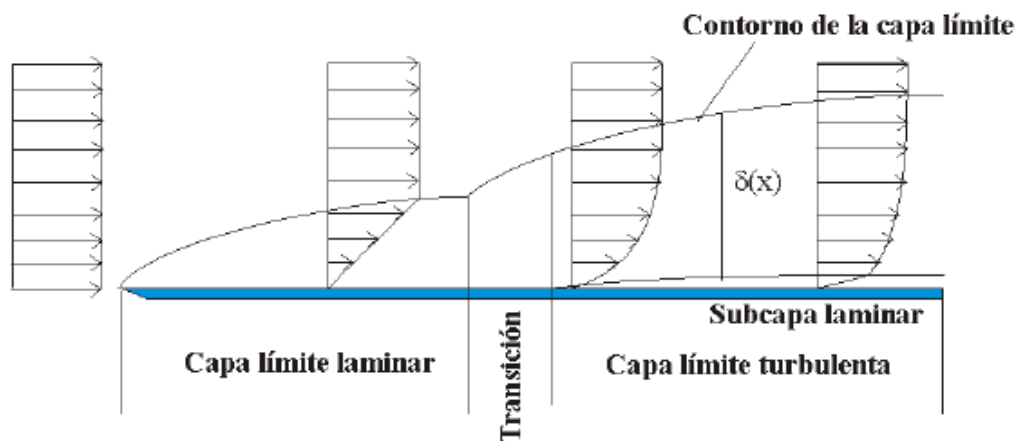


Figura 2.2.2.7 Desarrollo de la capa límite en una placa plana.

Se demuestra que en la zona turbulenta hay un mayor espesor, una mayor velocidad media de las partículas en su interior y una mayor resistencia de fricción, lo cual no es deseable para la sustentación.

En el estudio de los flujos ideales entorno a una superficie se suponía que el mismo se adaptaba perfectamente al contorno, sin embargo, para los flujos reales las líneas de corriente no se acomodan a la superficie del cuerpo, sino que se separan en un punto, dando origen en un punto corriente abajo a una región de torbellinos denominada estela. Esta separación se produce cuando la capa límite se desarrolla, en presencia de un gradiente de presiones adversos, es decir que la presión crece en el sentido de la corriente.

El gradiente de presión junto con el esfuerzo cortante de la pared, hacen que el fluido dentro de la capa se vaya frenando hasta alcanzar el reposo. En este instante la línea de corriente que coincide con la pared, se aleja de la superficie, produciendo incluso un flujo inverso como se aprecia en la imagen, que hacen que se produzca el desprendimiento de la capa límite, y se forme una estela detrás del cuerpo. Como las presiones sobre la parte anterior y posterior no se equilibran, se origina una resistencia de presión, que es la llamada resistencia a estela.

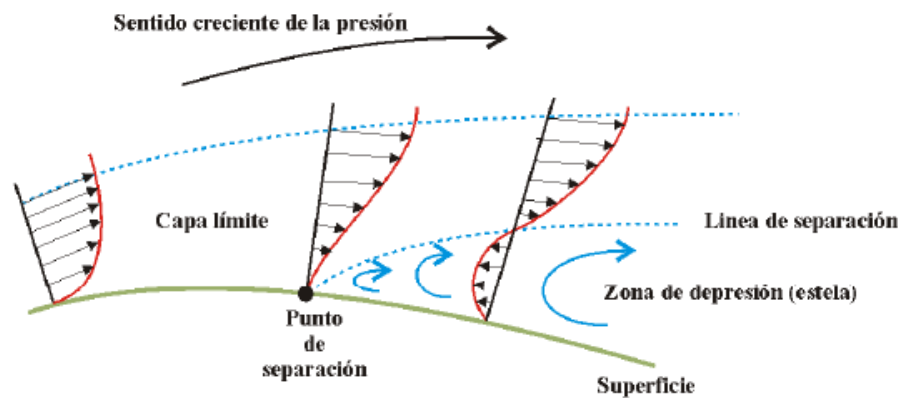


Figura 2.2.2.8 Desprendimiento de la capa límite.

La resistencia depende de la forma de la estela; que sea más o menos gruesa y también de la forma del cuerpo.

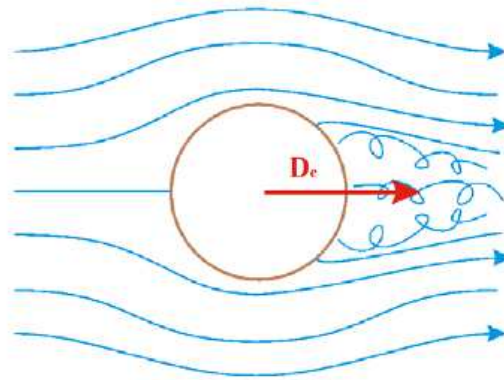


Figura 2.2.2.9 Resistencia de estela.

Una capa laminar se desprende antes del cuerpo que una capa turbulenta, por tanto, esta última disminuye la resistencia a estela. El método para reducir la resistencia a estela es que el cuerpo sea lo más esbelto posible, retrasando así el desprendimiento de la capa límite.

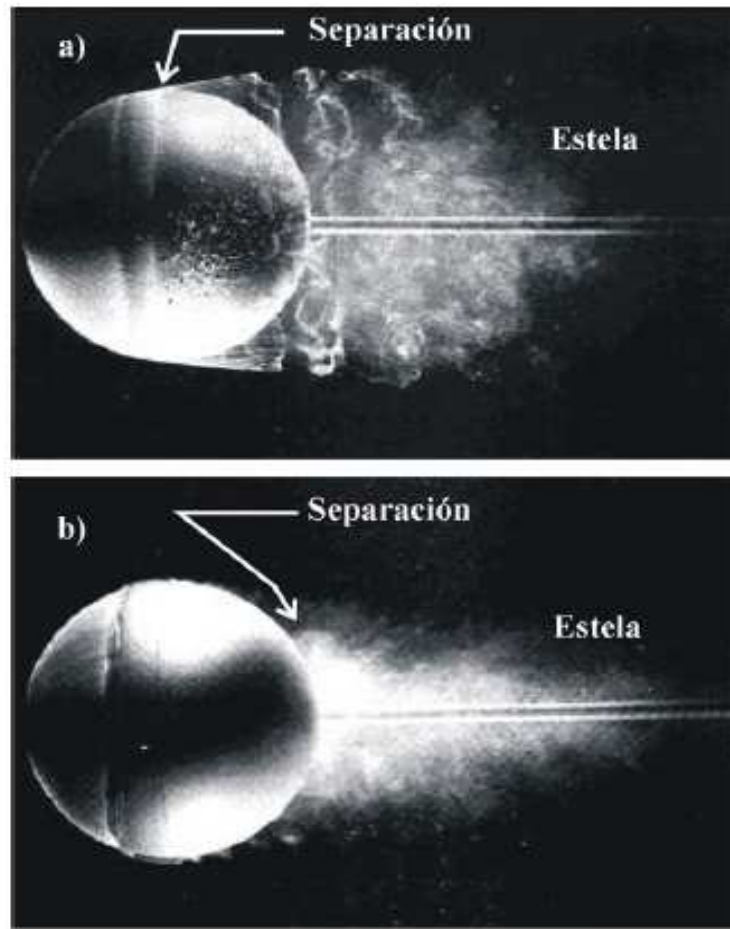


Figura 2.2.2.10 Separación a) laminar y b) turbulenta, en una bola dentro de una corriente de agua.

Los perfiles se diseñan para que la separación de la capa límite, se produzca cerca del borde de fuga, siempre que el ángulo de ataque sea pequeño. Si el ángulo de ataque supera cierto límite se produce la separación de la capa límite muy delante del borde de fuga, de forma que la resistencia aumenta bruscamente y decrece la sustentación.

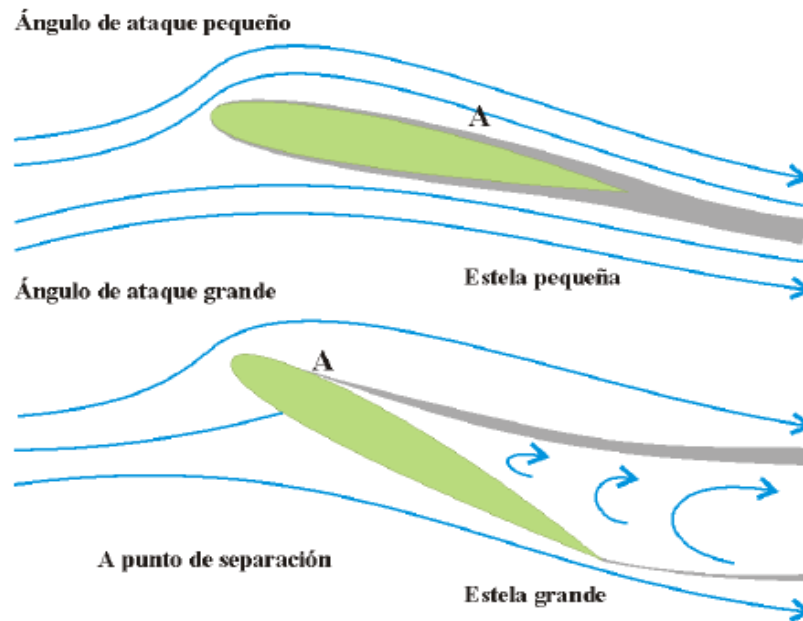


Figura 2.2.2.11 Separación de la capa límite para grandes ángulos de ataque.

Por tanto, la sustentación tiene una relación directa con el ángulo de ataque, que se relacionan a partir de un coeficiente llamado el coeficiente de sustentación. En la figura se ha representado el coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque para un perfil sección de ala típica. El coeficiente de sustentación es una cantidad adimensional que se obtiene dividiendo la fuerza de sustentación por envergadura del ala, por la longitud de la cuerda y la presión dinámica.

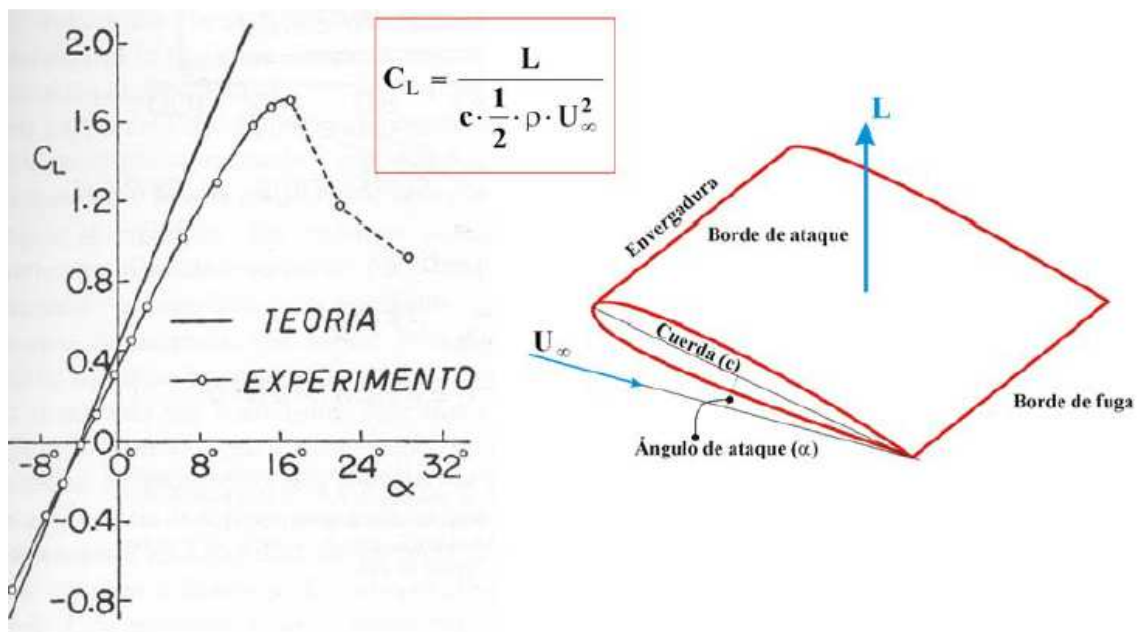


Figura 2.2.2.12 Coeficiente de sustentación en función del ángulo de ataque.

La sustentación del ala es debida a la diferencia de presiones entre la superficie superior e inferior. Esta diferencia de presión se puede mantener solamente si la corriente se acomoda a seguir la forma de la superficie. Cuando el ángulo de ataque es pequeño, la corriente tiene poca dificultad en seguir la superficie. Sin embargo, cuando el ángulo crece el aire encuentra dificultad creciente para mantener el contacto, especialmente en la superficie superior, que se separa la superficie antes de alcanzar el borde de salida. Existe un ángulo crítico de ataque para cada sección de ala, que al superarlo la sustentación empieza a disminuir.

Volviendo a las hipótesis 1), 2) y 3) se desarrolla la teoría de la circulación; razón física de la sustentación, y de la capa límite:

- Teorema de Kutta – Joukowski.

En una corriente bidimensional irrotacional, siendo uniforme su velocidad en el infinito, fluyendo alrededor de un contorno con circulación alrededor del mismo, la resultante de las presiones del fluido sobre el contorno es igual al producto del vector que represente la velocidad de corriente en el infinito por la circulación y por la densidad del fluido. La dirección de la fuerza se obtiene girando 90° la dirección de la corriente incidente, en el sentido opuesto a la circulación.

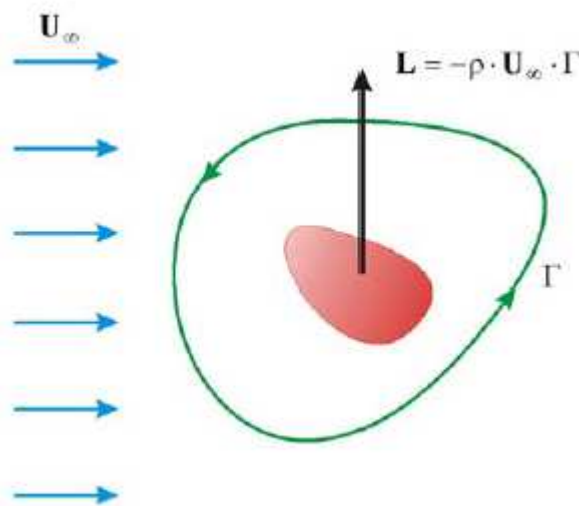


Figura 2.2.2.13 Teorema de Kutta – Joukowski.

El teorema establece por tanto que la sustentación depende de la circulación alrededor de un contorno arbitrario.

Los perfiles aerodinámicos tienen el borde de fuga afilado, Kutta estableció que para que el campo y velocidades no posea ninguna singularidad en este punto, las velocidades del fluido deben ser iguales en la superficie inferior y superior al abandonar el fluido. Lo que quiere decir que se anule la velocidad en borde de salida.

O lo que es lo mismo, que exista un punto de remanso.

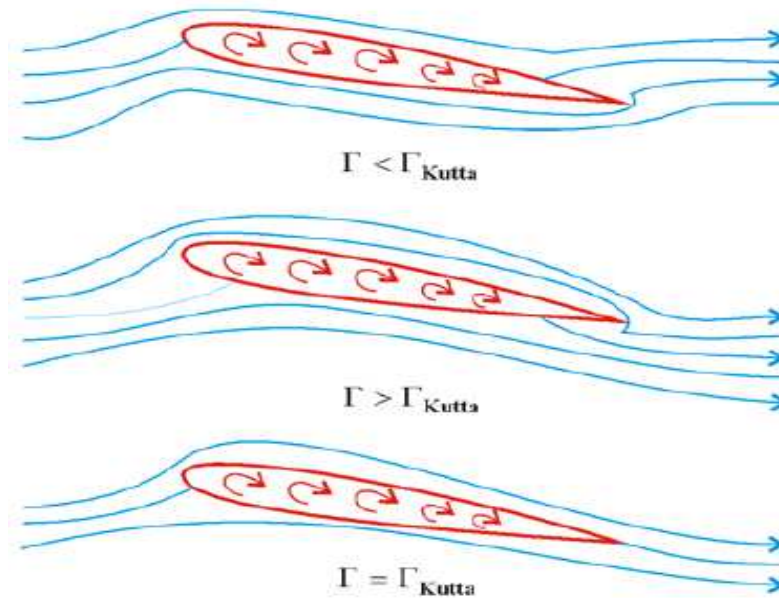


Figura 2.2.2.14 Condición de Kutta.

El origen de la circulación necesaria para la sustentación del ala es consecuencia de las fuerzas de fricción que aparecen en la capa límite.

En la figura de muestra, el instante en el que el ala se pone en movimiento a partir del reposo, donde el punto de remanso del borde de fuga está en la parte superior del perfil y no hay sustentación (A). Debido a los efectos de la viscosidad, la capa límite de la parte inferior se desprende del borde de fuga, generando un torbellino afilado. El torbellino, denominado de arranque, es arrastrado por la corriente aguas abajo, situándose el punto de remanso en el borde de fuga (B), (C) y (D). Esta descarga de viscosidad en el fluido genera la circulación alrededor del perfil, igual y opuesta al torbellino de arranque, origen del teorema de Kuta-Joukowski de la sustentación del perfil.

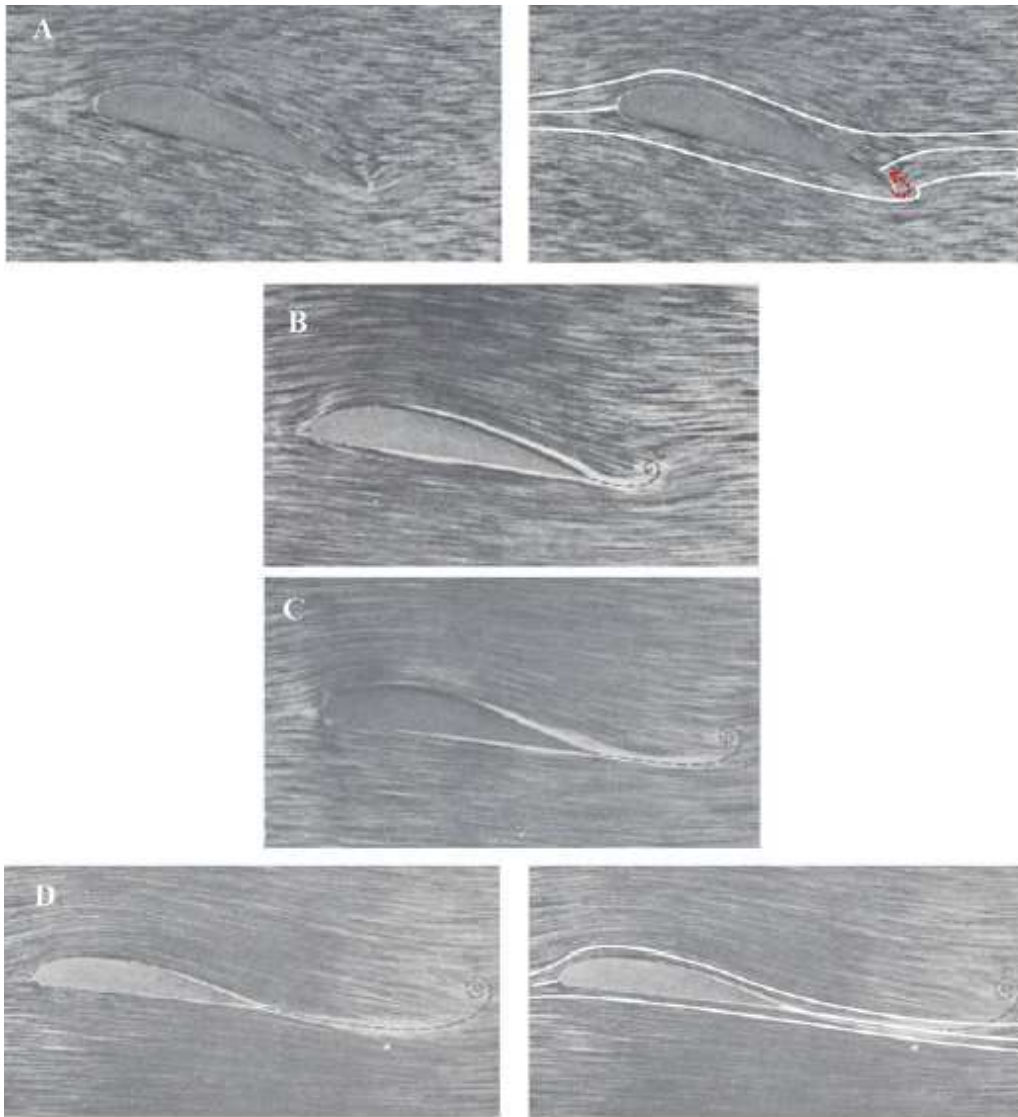


Figura 2.2.2.15 Líneas de corriente alrededor de un perfil

Si el perfil se detiene se origina un torbellino de parada que tiene sentido opuesto al de arranque, consecuencia de la desaparición de la circulación.

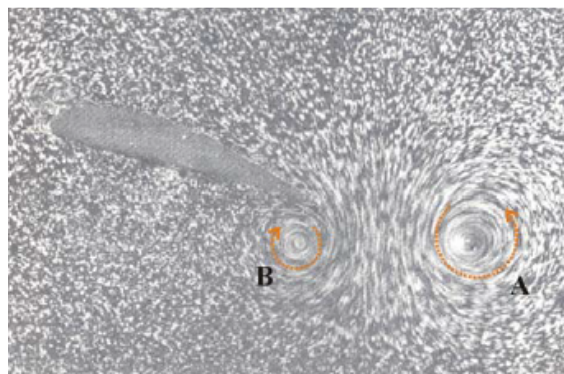


Figura 2.2.2.16 Desaparición de la circulación.

Luego el torbellino de arranque genera la circulación que hace posible la sustentación. Esto se explica por el Teorema de la Circulación de Kelvin, condicionado a las hipótesis 2) y 3), el cual dice que la circulación permanece constante en los elementos de un fluido.

Si se considera un perfil alar, y las siguientes curvas de la figura, el teorema se entendería como se explica a continuación:

La curva (abcd) es suficientemente grande como para estar fuera de las regiones donde se forman circulaciones. Puesto que el estado inicial es de reposo, la circulación alrededor del circuito es nula inicialmente, y por el Teorema de Kelvin sigue siendo nula en todo el tiempo posterior. Si ahora se divide el circuito en dos partes, una de las cuales (abcea) rodea al perfil, y la otra (aecda) rodea a la estela y al torbellino de arranque

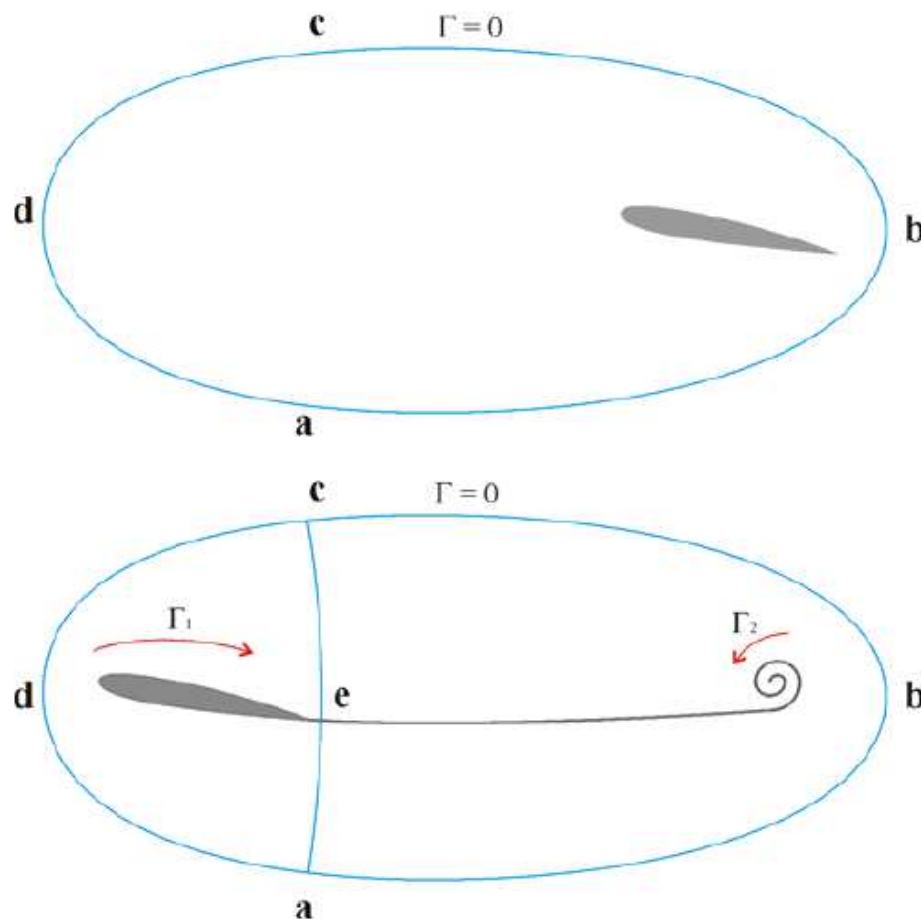


Figura 2.2.2.17 Circulación. Teorema de Kelvin.

Se cumpliría:

$$\Gamma = \Gamma_2 - \Gamma_1 = 0 \Rightarrow \Gamma_1 = \Gamma_2$$

Por lo tanto el torbellino de arranque es la causa de que exista la circulación del perfil, y por tanto, de que exista una fuerza de sustentación.

El torbellino se genera al poner en movimiento un perfil con cierto ángulo de ataque en el seno de un fluido. Luego si se ha producido esta rotación en el fluido, ésta debe ser consecuencia de otra rotación en sentido opuesto del resto del fluido, según la ley de conservación de la cantidad de movimiento. Esta rotación corresponde a la de la circulación alrededor de la sección del ala. Por la peculiar geometría del perfil es la que genera la circulación.

La circulación hace que se genere una velocidad mayor sobre la superficie superior, así como una velocidad menor en la superficie inferior, ya que se suma a la velocidad libre del fluido. Si se aplica el Teorema de Bernoulli, que es una manifestación del principio de la conservación de la energía, se crea una diferencia de presiones entre ambas caras del perfil que da como resultado la sustentación (L).

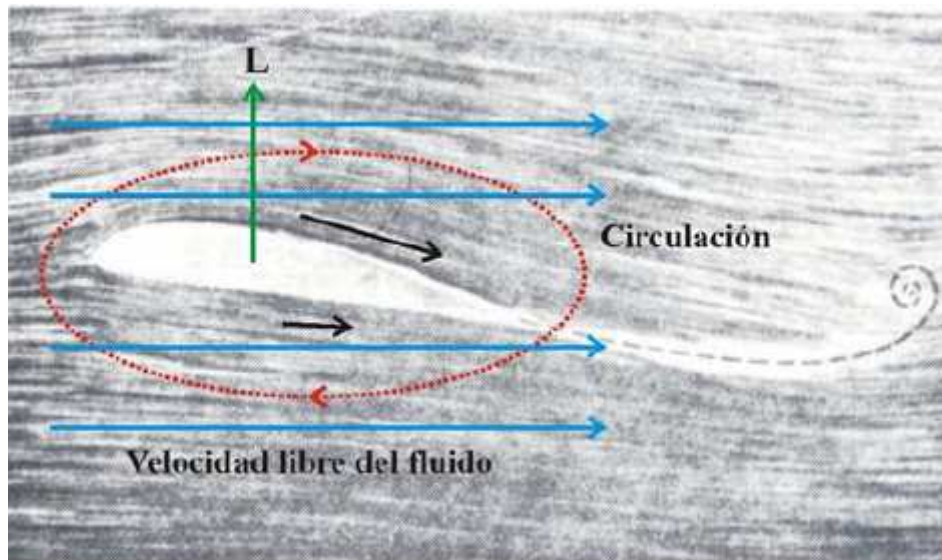


Figura 2.2.2.18 Generación de la sustentación

2.2.3 Generación de la Resistencia

En cuanto a la resistencia (D) generada en el perfil alar, existe dos tipos; la resistencia parásita, la cual no está relacionada con la producción de la sustentación, y **la resistencia inducida** que, si está relacionada, siendo la resistencia total la suma de las dos.

La resistencia parasita es la debida a la forma del perfil y la fricción en función de la rugosidad, por lo que, al aumentar la velocidad del fluido, esta resistencia aumenta. Al contrario que la inducida, que disminuye con la velocidad.

La resistencia inducida se puede clasificar en dos: la resistencia alar y la resistencia por vórtice. La primera de estas es la producida por la componente horizontal de la fuerza aerodinámica (F) que será la fuerza perpendicular a la línea de cuerda cuando

esta se encuentra formando un cierto ángulo de ataque debido a un viento relativo. Si esta fuerza aerodinámica se descompone, da lugar a un componente vertical que es la sustentación (L), y a una componente horizontal (D) que será la resistencia inducida, caracterizada por ser directamente proporcional al ángulo de ataque.

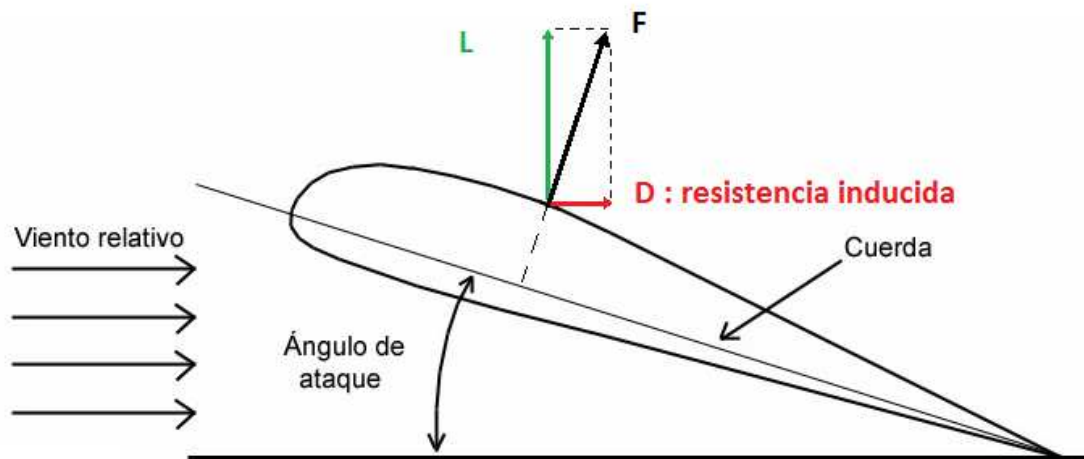


Figura 2.2.3.1 Resistencia inducida.

La resistencia por vórtice es la producida por unos vórtices creados en la punta de la pala debido a la diferencia de presiones entre el extradós y el intradós y estará siempre presente al producirse la sustentación.



Figura 2.2.3.2 Generación del vórtice

El aire entonces intenta subir al extradós que, debido a la velocidad de este, baja de nuevo produciendo entonces vórtices en los extremos que es el causante de la

resistencia por vórtice, que aumenta considerablemente la resistencia inducida. Esta circulación en forma de torbellino fue introducida por Lanchester y resuelto matemáticamente por Prandtl.

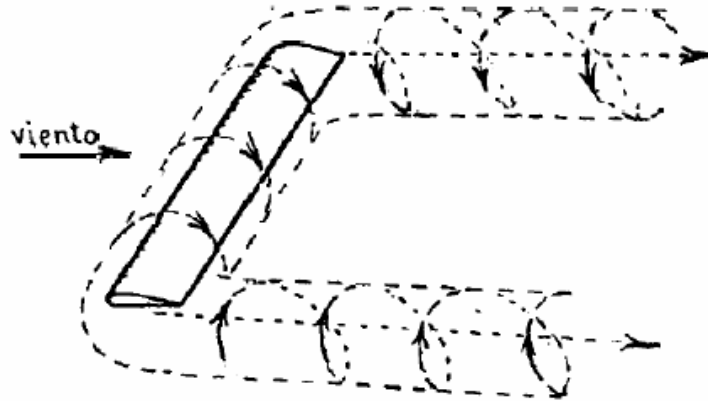


Figura 2.2.3.3 Torbellino.

La resistencia se calcula, al igual que la sustentación, empleando un coeficiente llamado coeficiente de resistencia, y ambos se agrupan en la siguiente gráfica, en función del ángulo de ataque.

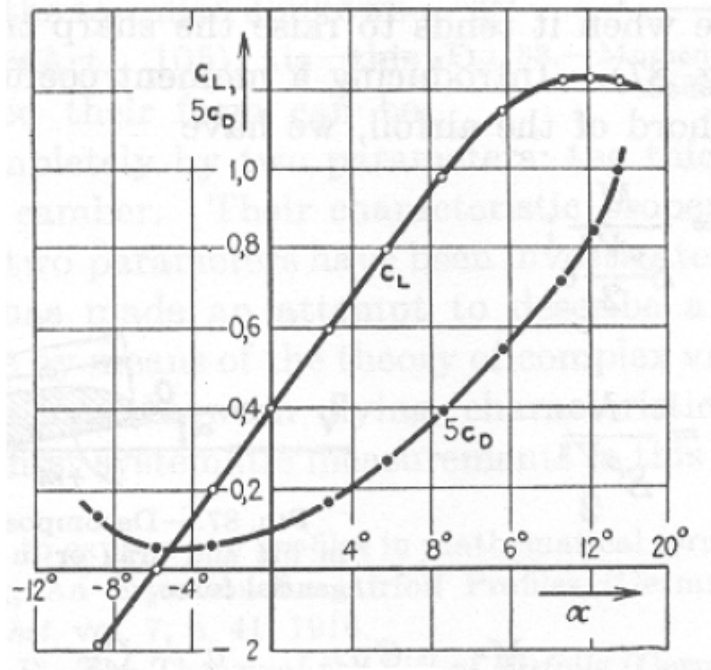


Figura 2.2.3.4 Coeficiente de sustentación y resistencia en función del ángulo de ataque

Concluyendo, la sustentación se consigue gracias a la forma del perfil aerodinámico, a su ángulo de ataque, y a un flujo de aire relativo.

Gracias a la aparición de la capa límite, se crea una circulación en el perfil, que da lugar a una diferencia de presiones y por tanto a la generación de una fuerza vertical. Sin embargo, esta sustentación puede ser menor con el desprendimiento de esta capa límite.

La principal consecuencia del fenómeno de desprendimiento de la capa límite y por tanto de la disminución de la sustentación, es el aumento de resistencia aerodinámica. Por ello se debe evitar su desprendimiento, o retrasarlo. Con ayuda de los diagramas del ángulo de ataque explicados, se observa cómo, la sustentación, (L), y la resistencia (D) aumentan y como existe un ángulo crítico, en el cual el perfil aerodinámico entra en pérdida, es decir su sustentación se hace nula.

3. ANÁLISIS ACTUAL

3.1 TIPOS DE AERONAVES

A lo largo de la historia se han ido mejorando, y a la vez diseñando nuevos mecanismos para que el hombre pudiera volar, lo que ha dado lugar a la existencia de numerosas clases de aeronaves.

Para entender en que categoría de las aeronaves se encuentran los helicópteros, se clasificaran estas en función del principio físico que produce su fuerza de sustentación. Atendiendo a esta clasificación se distinguen dos grupos principales; los aerostatos y los aerodinos, que a su vez se clasifican en los subgrupos de la imagen.

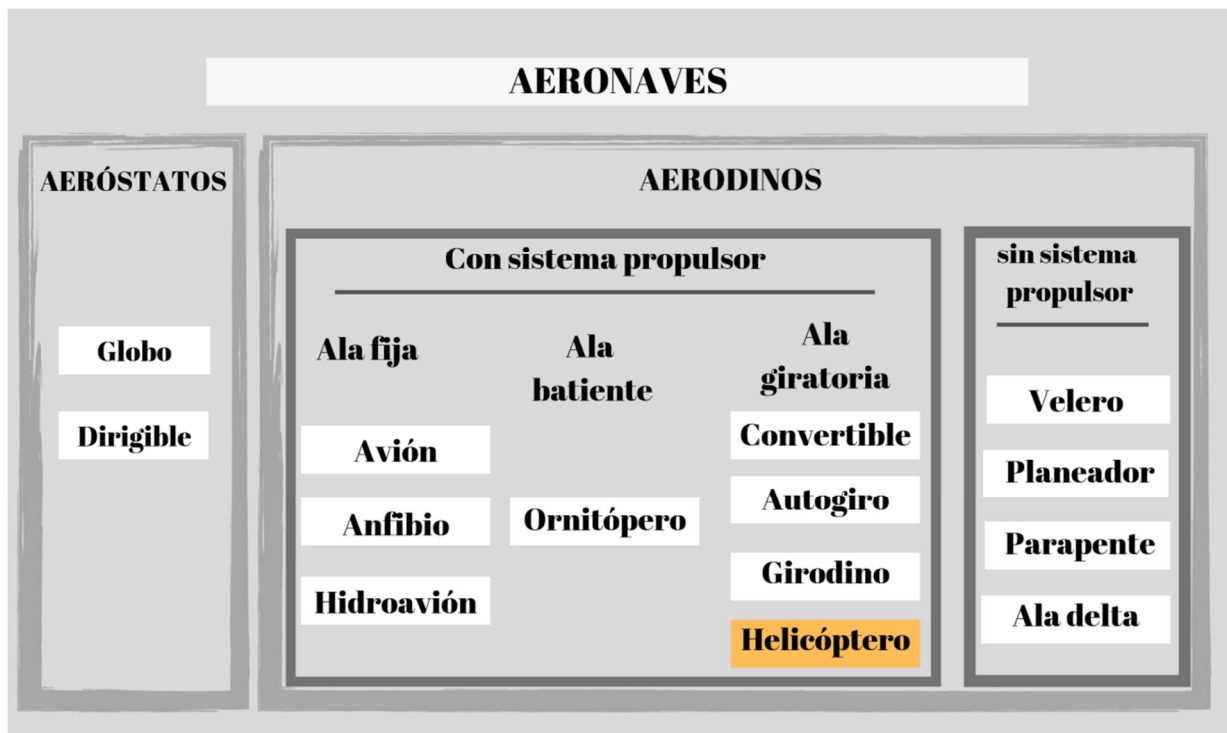


Figura 3.1.1 Clasificación de las aeronaves.

3.1.1 Aerostatos

Son aquellas aeronaves más ligeras que el aire, caracterizadas por contener un fluido de menor densidad que el aire, como por ejemplo hidrógeno o helio. Fueron las primeras aeronaves en desarrollarse y se elevan de acuerdo con el principio de Arquímedes. En este grupo se engloban los dirigibles y los globos aerostáticos:

- **Globos aerostáticos:** Son aquellos aerodinos compuestos por una bolsa que contiene un gas más ligero que el aire y en cuya parte inferior disponen de una estructura denominada “barquilla” para el transporte de pasajeros. No disponen de ningún tipo de propulsión, de modo que se dejan llevar por las corrientes de aire. Sin embargo, suelen disponer de dispositivos para controlar la elevación.



Figura 3.1.1.1 Globo aerostático.

- **Dirigibles:** Son aeróstatos propulsados y que disponen de capacidad de maniobra, de modo que pueden controlados igual que una aeronave. Al igual que los globos aerostáticos, disponen de una bolsa de gas más ligero que el aire para lograr su sustentación.



Figura 3.1.1.2 Dirigible

3.1.2 Aerodinos

Son aquellas aeronaves que son más pesadas que el aire. Para su elevación producen fuerzas aerodinámicas a través de superficies sustentadoras (alas). Estas aeronaves son las que han originado el desarrollo de los vehículos aéreos modernos.

A su vez, los aerodinos se pueden clasificar en los que utilizan sistemas de propulsión y los que no.

3.1.2.1 Aerodinos sin Sistemas de Propulsión

- **Planeador:** Vuelan mediante fuerzas aerodinámicas generadas normalmente mediante alas fijas y necesitan un sistema de lanzamiento que les proporciona el empuje inicial. Cuando presentan prestaciones elevadas, es decir, grandes alcances y autonomías, se suelen denominar **veleros**.



Figura 3.1.2.1.1 Planeador/ Velero.

- **Parapente:** Está compuesto por un ala flexible que no dispone de partes rígidas. El piloto está ubicado en una silla o arnés que se sitúa debajo del ala y unido a ella mediante cuerdas.
- **Ala delta:** Aerodino compuesto de una superficie de tela muy amplia en forma de delta sustentada mediante una estructura de un material ligero en cuyo centro va suspendido el piloto. Su funcionamiento se basa en el aprovechamiento de las corrientes ascendentes de aire. El ala delta, al igual que el parapente, se caracteriza porque el piloto debe sincronizar sus propios movimientos con los controles que actúan directamente sobre la orientación del ala, o del parapente.



Figura 3.1.2.1.2 Parapente / Ala delta.

3.1.2.2. Aerodinos con Sistemas de Propulsión

Estos se agrupan dependiendo del tipo de ala empleado para crear las fuerzas sustentadoras por la acción dinámica el aire:

- **Alas fijas:** Las alas se encuentran unidas con el resto de elementos de la aeronave, y no poseen movimiento propio. El movimiento relativo entre estas aeronaves y el aire solo se da con el desplazamiento de la propia aeronave, por lo que se debe al empuje suministrado por el sistema propulsor. Esto se aplica tanto a los aviones como a los similares (hidroaviones y anfibios).



Figura 3.1.2.2.1 Avión / Hidroavión / Anfíbio.

- **Alas batientes:** alas que ascienden y descienden alternativamente respecto al cuerpo. Se genera un movimiento relativo con el aire, con lo que el desplazamiento de la aeronave deja de ser un requisito para la sustentación.



Figura 3.1.2.2.2 Ornitóptero.

- **Ala giratoria:** Son aquellos aerodinos en los cuales las alas, en este caso también denominadas “palas”, giran alrededor de un eje, consiguiendo de este modo la sustentación.

3.1.2.3. Aerodinos de alas giratorias

- **Helicóptero:** Es el tipo de aerodino con alas giratorias más conocido. Se define como una aeronave más pesada que el aire provista de alas giratorias (rotor) que, accionadas por una fuente de potencia, generan el movimiento y la sustentación que le permite despegar y aterrizar en vertical, y mantenerse en condiciones de vuelo de punto fijo.



Figura 3.1.2.3.1 Helicóptero.

- **Autogiro:** La fuerza de sustentación se obtiene mediante la autorrotación del rotor al girar las palas libremente sin consumir potencia, al ser atravesadas por un flujo de aire. La propulsión la proporciona una hélice conectada a un motor, y a diferencia del helicóptero, no tiene capacidad para realizar vuelo a un punto fijo.



Figura 3.1.2.3.2 Autogiro.

- **Girodinos:** Al igual que los autogiros, los girodinos disponen de dos sistemas de alas giratorias para generar por separado la sustentación y el empuje necesario, pero en su caso ambos sistemas son accionados por un motor. Este tipo de aeronave genera como resultado un incremento de velocidad de avance.



Figura 3.1.2.3.3 Girodino.

- **Convertibles:** Tienen como los helicópteros unos únicos sistemas de alas giratorias que proporcionan la sustentación y empuje, pero este, mediante un cambio de orientación, cambia la funcionalidad en las diferentes fases de vuelo. Así, durante el despegue, las alas giratorias proporcionan la tracción en dirección vertical; a continuación, las alas giratorias se orientan y ocupan una posición ligeramente vertical, posición en la cual genera un empuje horizontal y sustentación; luego las alas giratorias proporcionan el empuje, mientras que la

sustentación proviene principalmente de las alas fijas también presentes. Resumiendo, se puede afirmar que despegan como un helicóptero y vuelan como un avión.

Se suele distinguir entre dos tipos de convertibles:

- Convertible con rotores inclinables: Rotores montados en alas fijas que no giran. Estos funcionan como lo explicado anteriormente.



Figura 3.1.2.3.4 Convertible con rotor inclinable.

- Convertible con alas inclinables: Giran también las alas, en las que se han montado las hélices propulsoras. En el vuelo de avance, las hélices proporcionan el empuje; en el vertical, se inclina el ala completa para que las hélices proporcionen la sustentación. Como el eje de rotación se monta sobre el cuerpo de la aeronave, ahorran peso y ganan sencillez con respecto a los rotores inclinables. Pero tienen un pilotaje dificultoso debido a entrada en pérdida durante los procesos de conversión.



Figura 3.1.2.3.5 Convertible con alas inclinables.

3.2 TIPOS DE HELICOPETEROS SEGÚN LA CONFIGURACIÓN DEL SISTEMA DE HÉLICE

A lo largo de la historia han surgido diferentes sistemas de hélices en los helicópteros, como resultado del proceso de mejora de estas aeronaves, cada uno de ellos con sus ventajas e inconvenientes respecto a los otros.

En todos ellos, el elemento determinante es su rotor principal, mediante el cual se consigue la sustentación, el empuje y el control. Este rotor, al estar accionado por un motor fijo, recibe un enorme par de reacción, como se explicará más adelante, que debe ser compensado para evitar que la aeronave gire sin control.

Según el sistema de configuración del helicóptero, la compensación se consigue mediante distintos sistemas que también se explicarán a continuación. La principal opción es el uso de un rotor de cola situado en la parte trasera, aunque existen configuraciones alternativas a esta.

En el siguiente esquema se observa los distintos tipos de helicóptero.

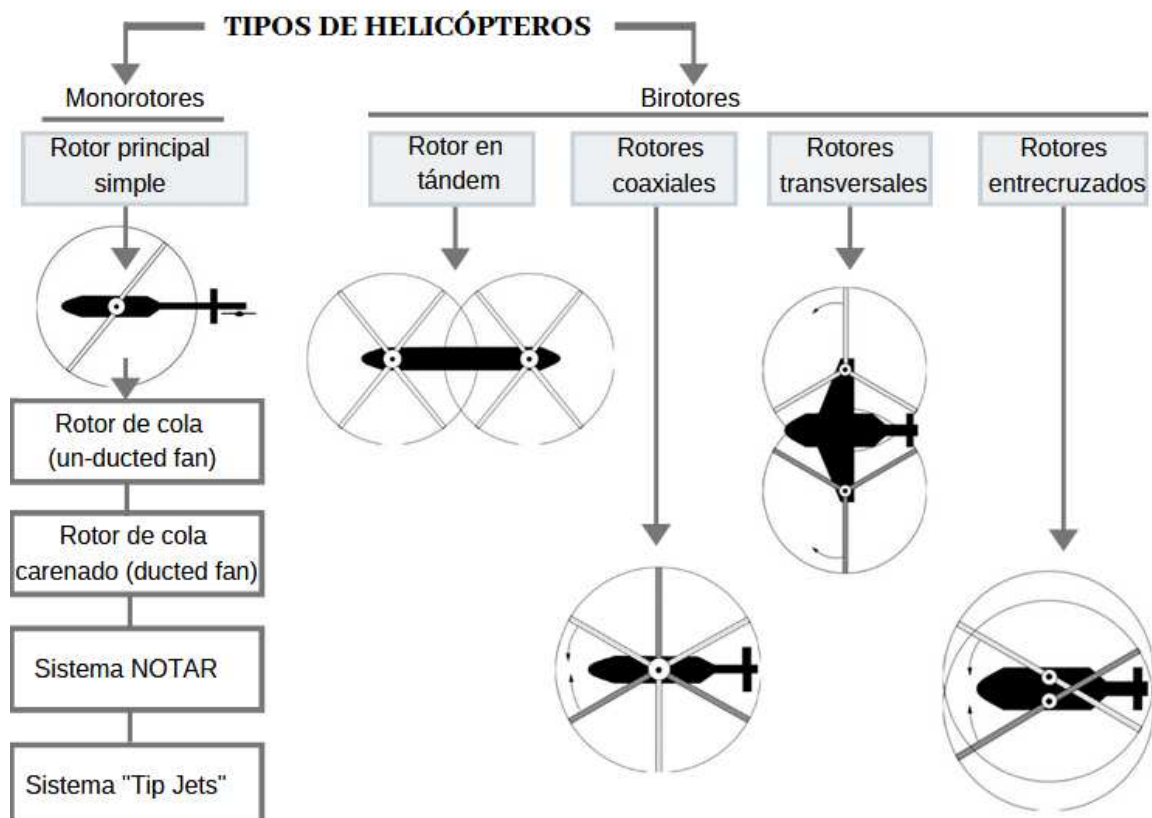


Figura 3.2.1 Tipos de helicópteros.

3.2.1. Rotor principal simple

Disponen de un solo rotor y son los más utilizados. Consiguen el ascenso mediante el movimiento rotatorio de las palas del rotor principal, así como los movimientos de cabeceo y alabeo. Poseen un sistema secundario en la cola que contrarresta el par procedente del primero, estabilizando la aeronave. Además este sistema se emplea para dar un control direccional del helicóptero, facilitando el movimiento de guiñada.

Los sistemas utilizados para contrarrestar el par permiten clasificar los helicópteros de rotor simple:

3.2.1.1 Sistema de Rotor de cola

Se emplea un rotor de menor tamaño y más simple que el principal, que genera un empuje en la dirección de rotación de las palas de este sistema secundario, compensando así el par.

Solo presenta un control colectivo de las palas, es decir, en ángulo de ataque de todas las palas cambian conjuntamente, y a diferencia de la posición de las palas del rotor principal como se verá más adelante, la posición de las palas del rotor de cola no importa. Únicamente es necesario aumentar o disminuir el módulo de empuje, no su dirección.



Figura 3.2.1.1.1 Rotor de cola.

3.2.1.2 Sistema de Rotor de cola carenado

Sigue el mismo principio de funcionamiento que el caso anterior. Se diseñó con el fin de reducir la potencia requerida por un rotor de cola convencional al disminuir las pérdidas de potencia inducida.

Además el carenado impide el contacto directo con las hélices, reduciendo la posibilidad de accidentes y además son menos sonoros que los rotores habituales.

No obstante son más pesados, al requerir más material y suponen una mayor resistencia aerodinámica.



Figura 3.2.1.2.1 Rotor de cola carenado.

3.2.1.3 Sistema NOTAR

El rotor antipar de la cola de la configuración habitual es sustituido por una salida de aire eyectado y otros artificios aerodinámicos.

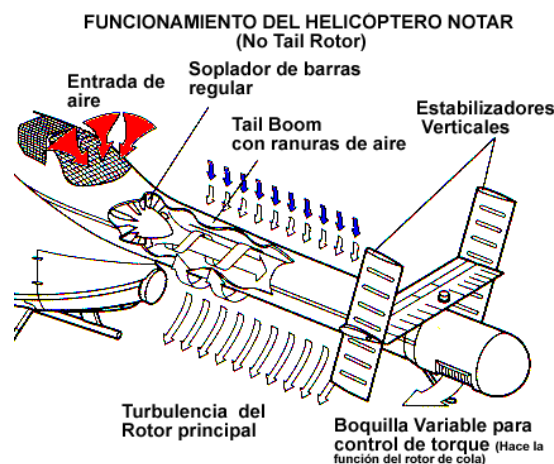


Figura 3.2.1.3.1 Funcionamiento del sistema NOTAR.

3.2.1.4 Sistemas con “tip jets”

Consiste en sustituir el motor del helicóptero por impulsores en la punta de las palas. De esta forma el accionamiento de las mismas no se debe a un motor tradicional (de combustión interna alternativo o turbina), sino al gas impulsado por los “jets” de punta de pala.

El funcionamiento de los “jets” se puede lograr por ejemplo usando aire comprimido o turborreactores. Una de las principales ventajas es que no necesitan sistema antipar, no obstante presentan una baja autonomía, los reactores son muy sonoros

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

en comparación con los helicópteros convencionales y alcanzan menores velocidades.



Figura 3.2.1.4.1 Sistema "tip jets".

3.2.2. Rotores en tándem

Es una disposición habitual en helicópteros de gran tamaño pensados para el transporte de carga. Se disponen dos rotores con sentidos de giro opuestos en las partes delanteras y traseras del fuselaje, de forma que se contrarrestan los pares generados y se anulan.

Estos, además de tener una limitada agilidad de maniobrar, provocan grandes pérdidas de potencia debido a la interferencia aerodinámica de ambos rotores.



Figura 3.2.2.1 Rotores en tándem.

3.2.3. Rotores coaxiales

La configuración d rotor coaxial dispone de dos rotores concéntricos superpuestos de sentido opuestos de giro, consiguiendo que se anulen los pares generados.

Al igual que el anterior, la interferencia de los rotores hace que aumente la pérdida de potencia, y además también tiene una elevada complejidad mecánica y una gran dificultad para su control.



Figura 3.2.3.1 Rotores coaxiales.

3.2.4. Rotores transversales

Se colocan los rotores de forma transversal, en los extremos de dos alas fijas. Ambos giran de forma opuesta, al igual que los rotores en tándem o los coaxiales, por lo tanto también es innecesario el uso del sistema antipar.

Presentan los inconvenientes típicos de los sistemas de doble rotor, ya comentados en los anteriores casos. En concreto, se asemejan al caso de la configuración en tándem, donde existe una zona de solapamiento e interferencia aerodinámica. Como ya es sabido, esto genera un incremento de la potencia necesaria para el funcionamiento de la aeronave.



Figura 3.2.4.1 Rotores transversales.

3.2.5. Rotores entrecruzados

Los helicópteros que presentan esta configuración tienen dos rotores principales, montados en disposición transversal uno al lado del otro, con un ligero ángulo de inclinación que permite que las palas no choquen entre sí durante el giro. Ambos rotan en sentidos opuestos, contrarrestándose mutuamente los pares generados, por lo que no es necesario ningún sistema antipar.

Al igual que en los casos anteriores, el principal problema que presenta la presencia de dos rotores principales proporcionando empuje es la interferencia aerodinámica de uno sobre el otro además de una elevada complejidad mecánica.



Imagen 3.2.5.1 Rotores entrecruzados.

4. HELICÓPTERO CONVENCIONAL

4.1 COMPONENTES DE UN HELICÓPTERO

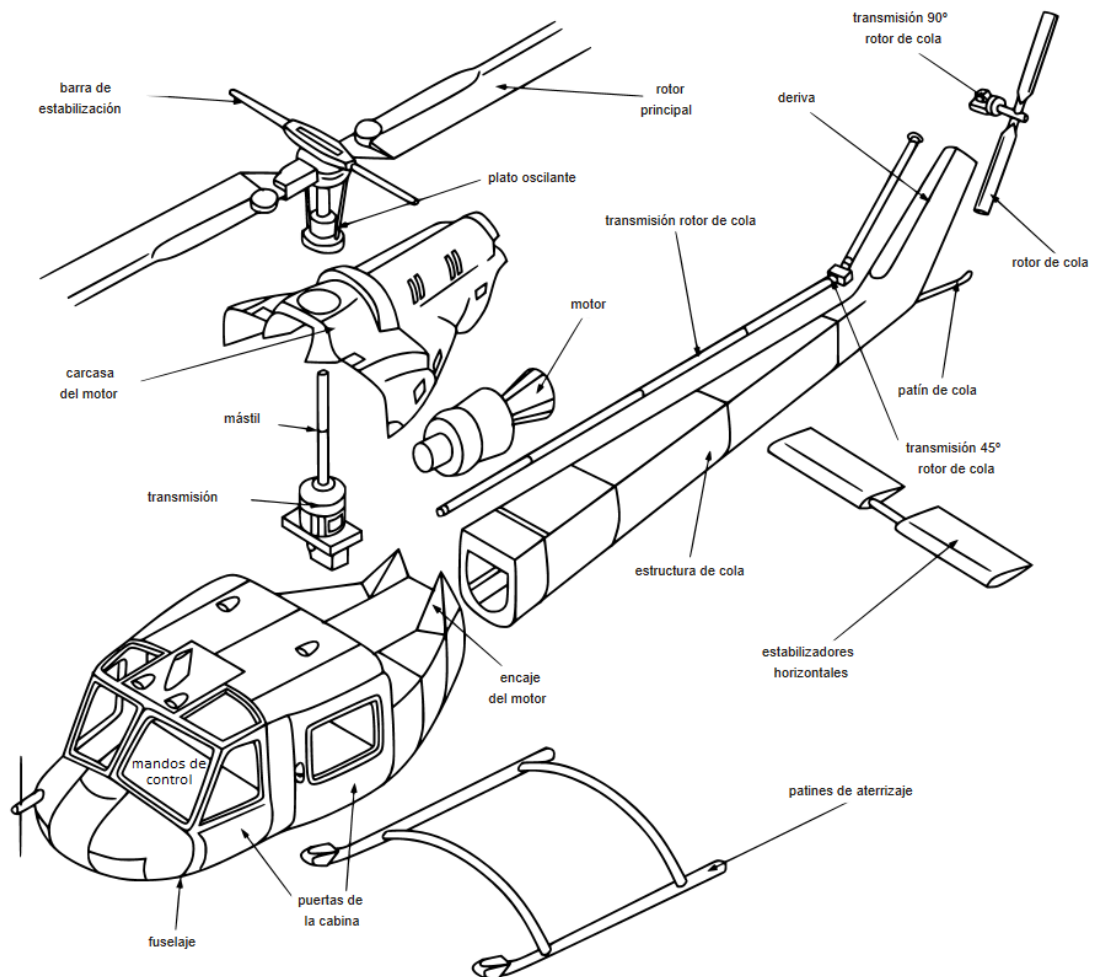


Figura 4.1.1 Componentes principales de un helicóptero.

4.1.1. Sistema de Sustentación

4.1.1.1 Sistema de transmisión principal

La transmisión principal (véase la figura siguiente) transmite la potencia motriz de los dos motores al rotor principal y el rotor de cola.

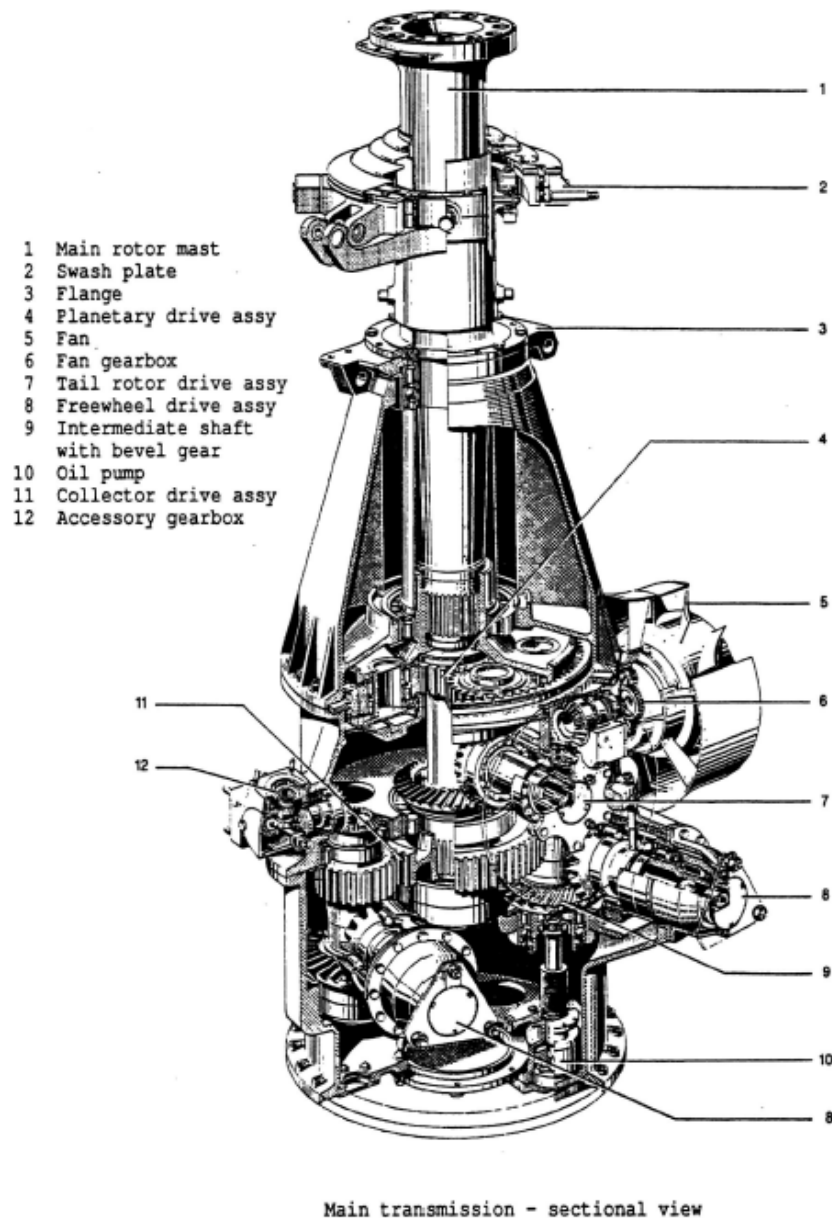
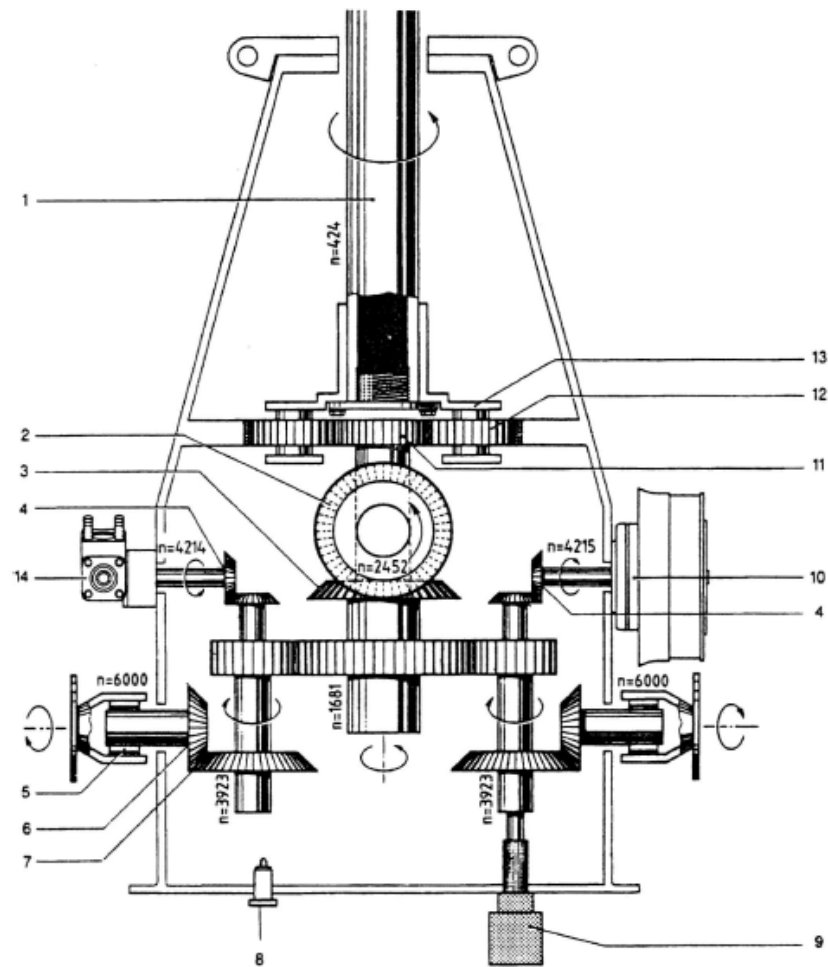


Figura 4.1.1.1.1 Sistema de transmisión principal



- | | |
|-------------------------|----------------------|
| 1 Rotor mast | 8 Chip detector |
| 2 Tail rotor drive assy | 9 Oil pump |
| 3 Bevel gear | 10 Fan assembly |
| 4 Accessory drive shaft | 11 Sun gear |
| 5 Freewheel unit | 12 Planetary gear |
| 6 Bevel gear shaft | 13 Planetary carrier |
| 7 Bevel gear | 14 Accessory gearbox |

Main transmission - gear train

Figura 4.1.1.1.2 Tren de engranajes de la transmisión principal

4.1.1.2 Sistema de freno de rotor

El sistema de freno del rotor (figura) permite una rápida detección del rotor principal y rotor de cola cuando los motores se apagan. El sistema de frenos se acciona mediante una maneta que incorpora un dispositivo de bloqueo y se encuentra en el lado derecho del asiento del piloto.

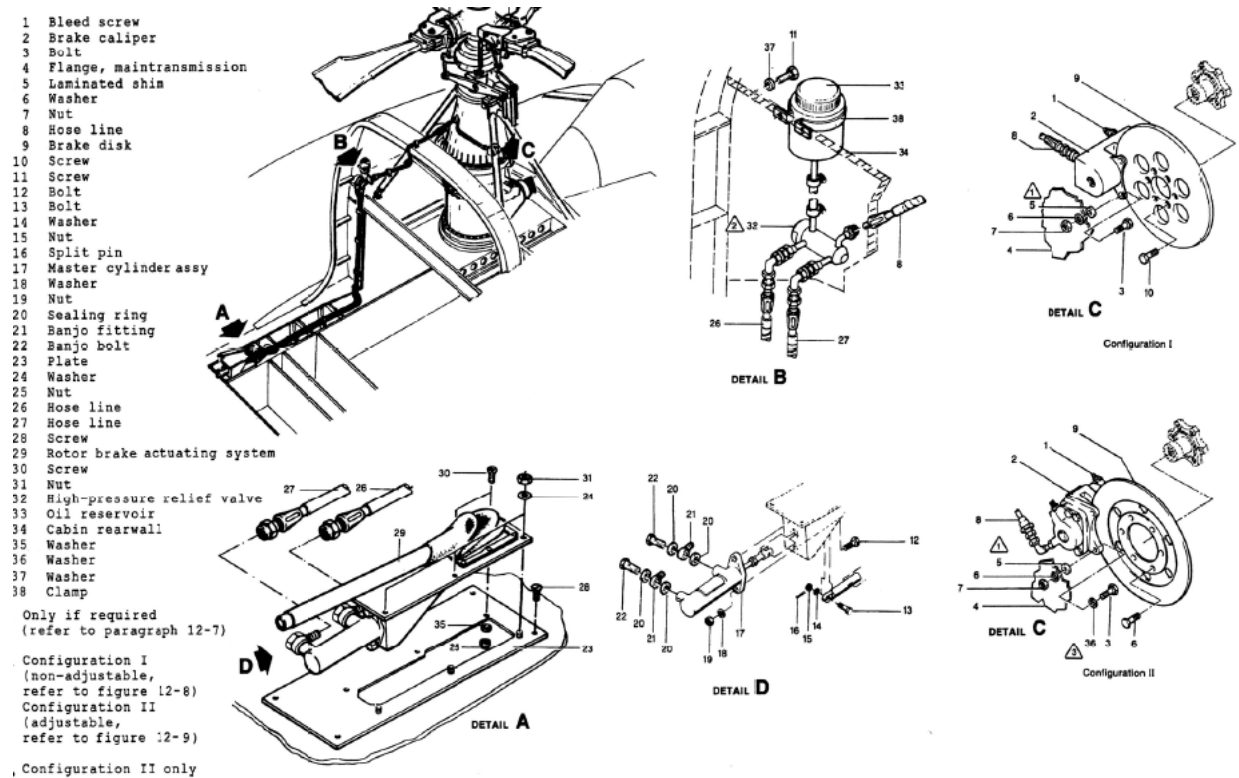


Figura 4.1.1.2.1 Sistema de freno del rotor.

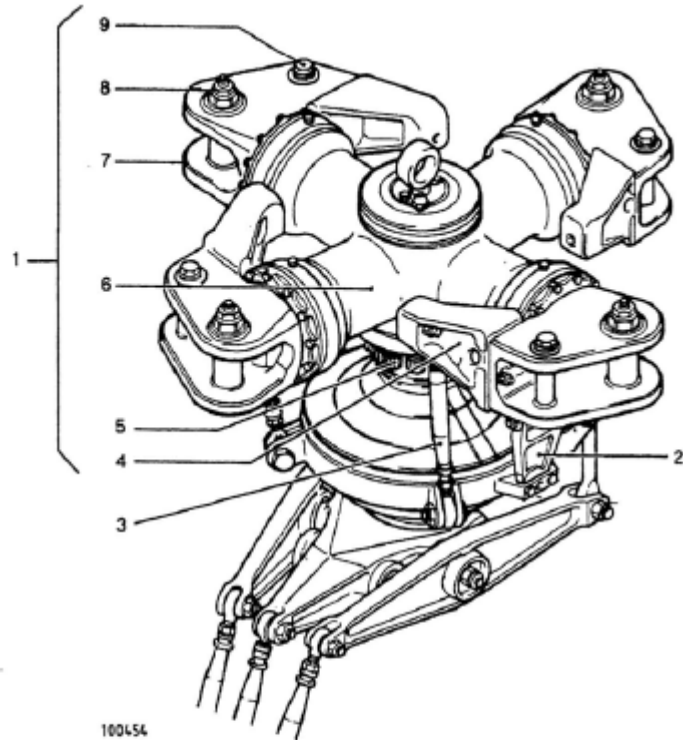
4.1.1.3 sistemas de rotor principal

En el sistema de rotor principal se destaca la cabeza del rotor principal, las palas del rotor principal, barras de control giratorias y el conductor.

1. Cabeza del rotor.

La cabeza del rotor principal (figura 1) está formada principalmente por la estrella del rotor (6) y soportes interiores (7), y está fijada rígidamente al mástil del rotor

Los soportes interiores (7), donde se fijan las palas, giran sobre los rodamientos de los brazos del rotor. Las barras de control giratorias (3) están conectadas a la unión barras control – articulación de paso (4).



- | | |
|-------------------------|------------------|
| 1 Main rotor head | 5 Special nut |
| 2 Driving link assembly | 6 Rotor star |
| 3 Rotating control rods | 7 Inner sleeve |
| 4 Control lever | 8 Primary bolt |
| | 9 Secondary bolt |

Figure 13-1 Main rotor system

Figura 4.1.1.3.1 Sistema del rotor principal.

2.- Conductor

El conductor (2) garantiza la rotación sincronizada del rotor principal y la placa oscilante del mecanismo de placa oscilante que se explica en el apartado 4.3.1.

3.- Barras de control

Las barras de control giratorias (3) conectan el plato cíclico al elemento (4) y transmiten los movimientos de control desde los mandos de la cabina de pilotaje a las palas del rotor principal.

4.- Palas del rotor principal

Las palas del rotor generan la elevación y propulsión necesaria para el vuelo, y permiten el control del helicóptero sobre sus ejes laterales y longitudinales. Se fabrican con plásticos suficientemente flexibles como para eliminar la necesidad de batientes y bisagras de plomo

4.1.2 Fuselaje

Estructura ligera donde se sitúa la tripulación, los mandos de control, y da cavidad a la carga útil.

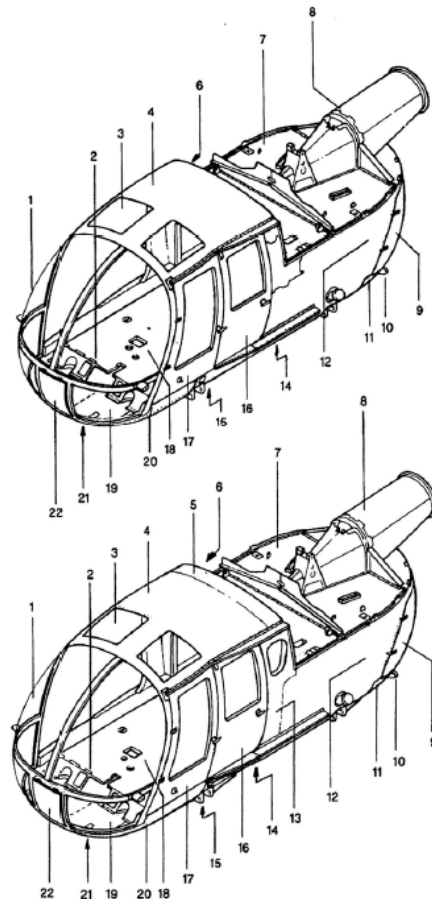


Figura 4.1.2.1 Fuselaje.

4.1.3. Unidad de Cola

4.1.3.1 Estructura de cola

Consiste esencialmente de las siguientes partes:

- estructura de la cola (17)
- estabilizadores horizontales (10)
- estabilizadores verticales (7)
- deriva (5)

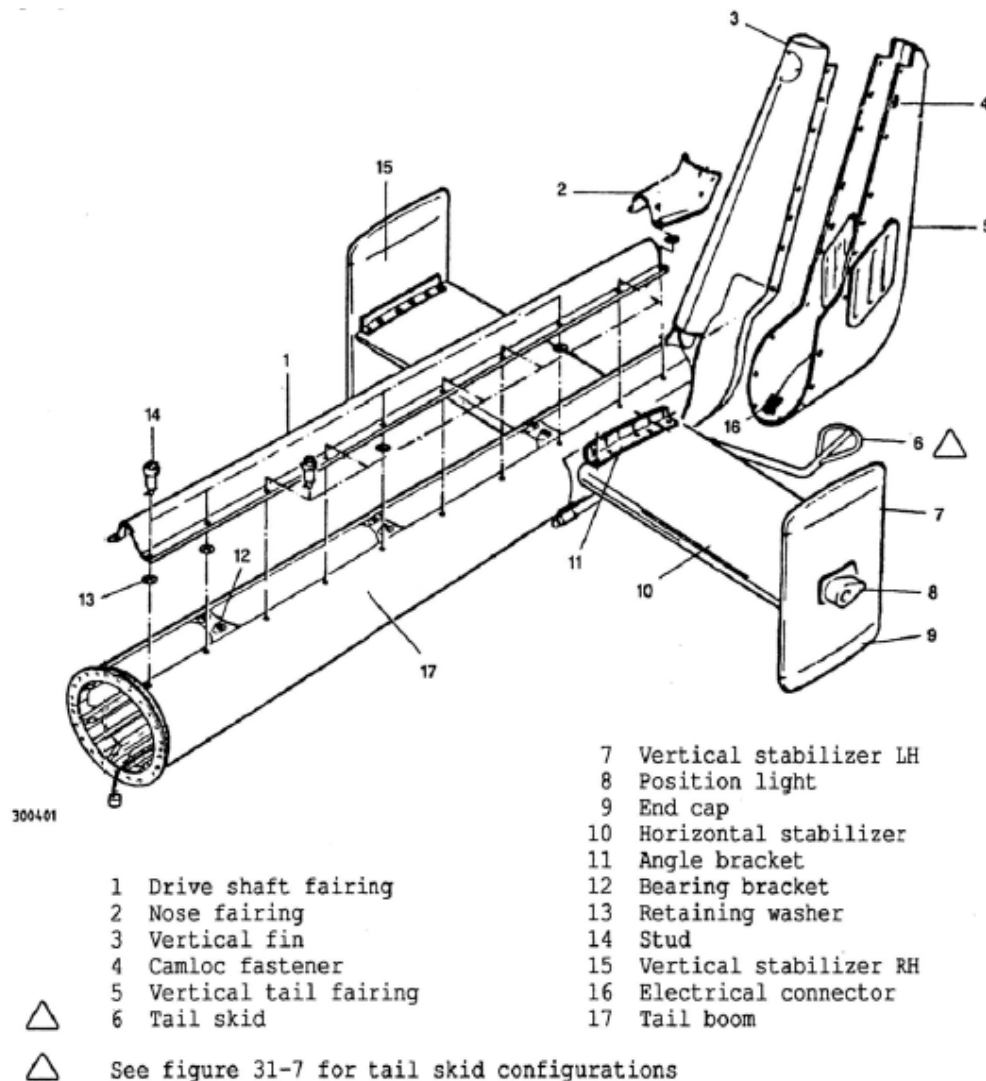


Figure 31-1 Tail boom - assembly

Figura 4.1.3.1.1 Estructura de la cola.

4.1.3.2 Sistema de transmisión del rotor de cola

Transmite movimientos desde el sistema de transmisión principal hasta el rotor de cola.

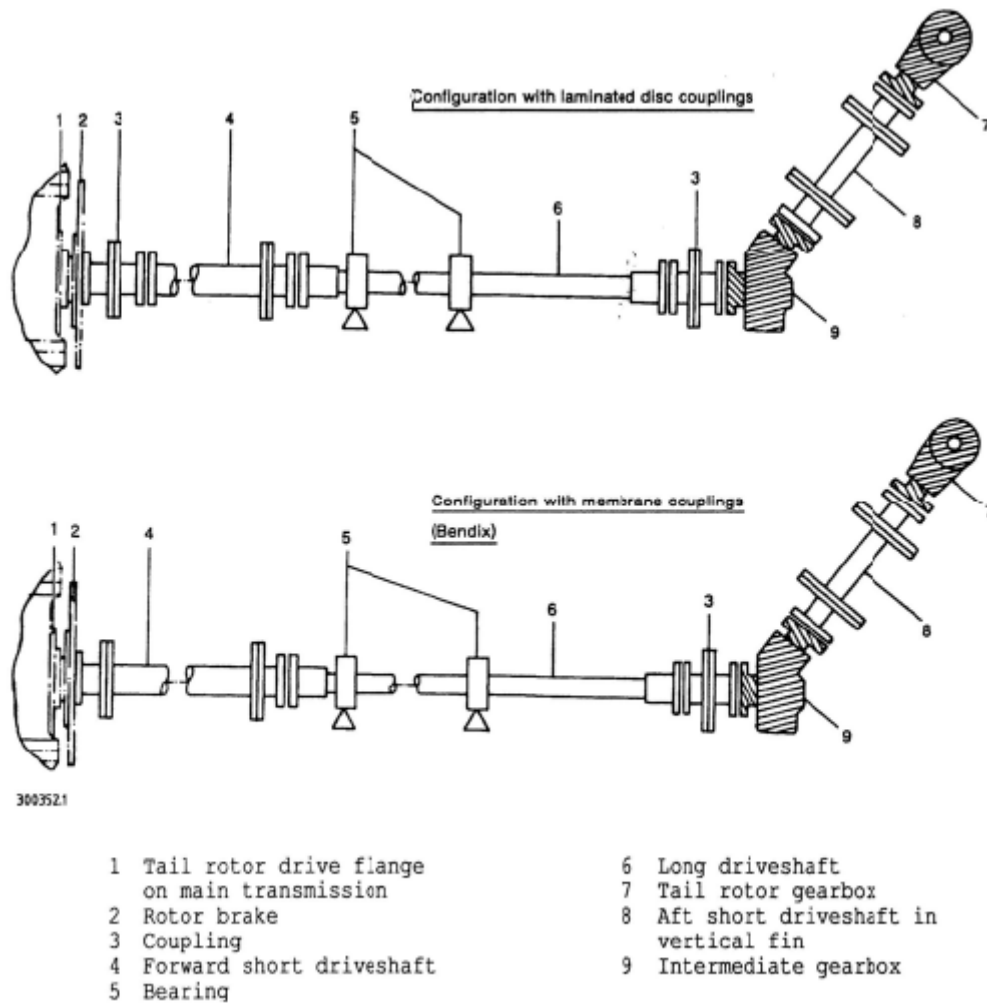


Fig. 32-1 Tail rotor drive schematic

Figura 4.1.3.2.1 Sistema de transmisión del rotor de cola

4.1.3.3 Rotor de cola

EL rotor de cola (figura 4.1.3.3.1) contrarresta el par del rotor principal y controla el rumbo del helicóptero. Es accionado por los pedales de la cabina del piloto y está formado principalmente por las palas (10), la cabeza del rotor (5), y el eje del rotor (4),

La potencia se transmite a través de la transmisión del rotor principal al rotor de cola. a través de los ejes de accionamiento, la caja de cambios intermedia y la caja de cambios del rotor de cola.

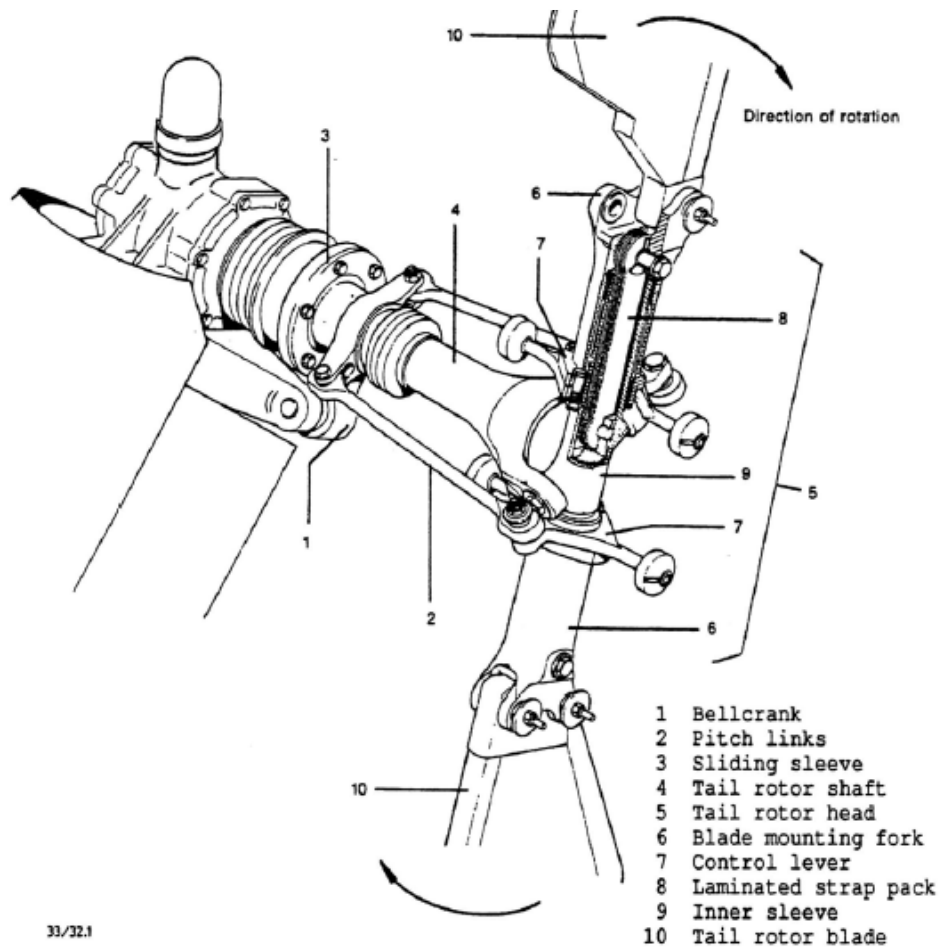


Figure 33-1 Tail rotor

Figura 4.1.3.3.1 Rotor de cola

4.1.4. Sistema de Control de Vuelo

4.1.4.1 Control del rotor principal.

El sistema de control del rotor principal está formado por el control colectivo, y el control cíclico, del ángulo de paso de las palas. Todos los cambios de paso de las palas son iniciados por el piloto a través de movimientos de la palanca colectiva, y la palanca cíclica.

- 1 Lateral control rod
- 2 Lateral trimmer
- 3 Lever, lateral trimmer
- 4 Servo motor (lateral)
- 5 Cyclic stick LH
- 6 Servo motor (longitudinal)
- 7 Longitudinal control rod
- 8 Cyclic stick RH
- 9 Cyclic stick lock
- 10 Longitudinal trimmer
- 11 Lever, longitudinal trimmer
- 12 Bellcrank
- 13 Control rod between hydraulic unit and mixing lever assembly
- 14 Mixing lever assembly
- 15 Control link between swashplate mixing lever assembly and swashplate
- 16 Swashplate
- 17 Control rod (rotating) between swashplate and main rotor head
- 18 Control rod between hydraulic unit and bellcrank
- 19 Bellcrank
- 20 Collective control rod
- 21 Longitudinal control rod
- 22 Support bracket (control rods)
- 23 Lateral control rod
- 24 Pitch shaft
- 25 Pitch stick LH
- 26 Bellcrank
- 27 Longitudinal control rod
- 28 Longitudinal control rod-copilot
- 29 Pitch stick RH
- 30 Lateral control bellcrank

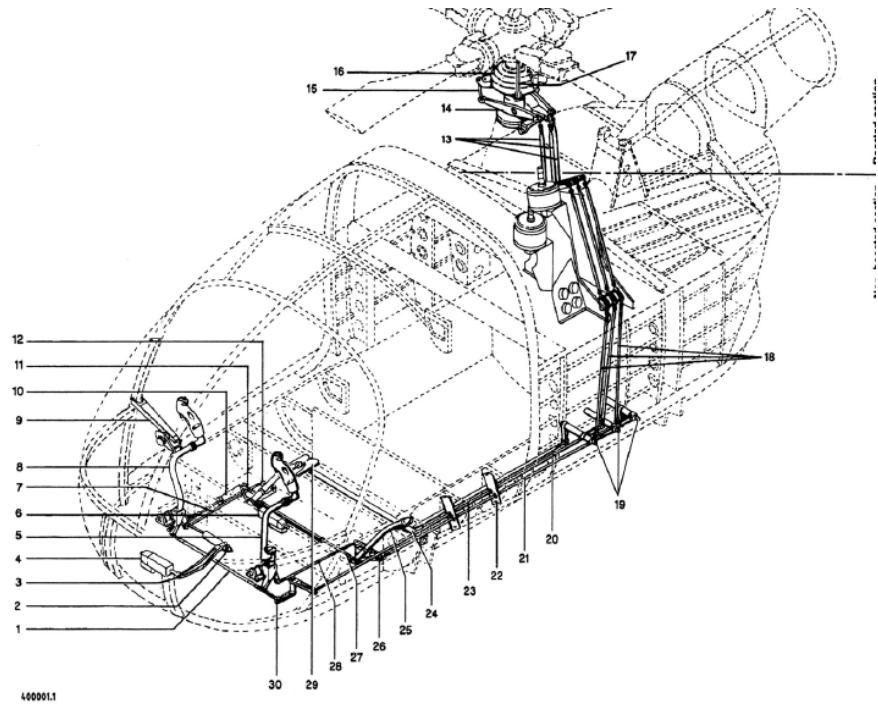


Figura 4.1.4.1.1 Sistemas de control del rotor principal.

4.1.4.2 control del rotor de cola

El ángulo de paso de las palas del rotor de cola es incrementado o disminuido por medio de los pedales del mando de control. El movimiento es transmitido mediante barras y cadenas de engranajes desde los pedales hasta las palas.

4.2 CONFIGURACIÓN DE ROTORES

4.2.1 Asimetría de avance

En el estudio del helicóptero se distinguen dos situaciones de vuelo, cuyos campos aerodinámicos son notablemente diferentes: el vuelo axial (o vertical), y el vuelo de avance.

El vuelo axial se caracteriza por que el campo de velocidades relativas presenta una simetría acimutal tal y como se muestra en la figura. Sin embargo, cuando existe un desplazamiento horizontal, el campo de velocidades relativas no presenta ninguna clase de simetría. Este es el fenómeno de **asimetría de avance**.

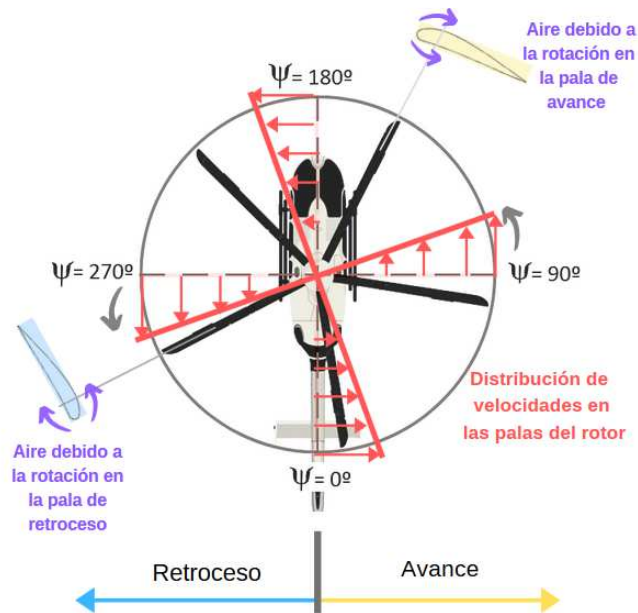


Figura 4.2.1.1 Simetría de distribución de velocidades en vuelo axial.

La sustentación, que aumenta con la velocidad relativa del aire, también será asimétrica siendo esta mayor en las palas situadas en la posición acimutal de avance, y menor en las palas correspondientes al retroceso. Esto queda reflejado en la siguiente imagen, donde la pala que está en la posición de avance, recibe el aire de la rotación, más el aire de avance. Por el contrario, a la pala de retroceso se le resta este aire de avance.

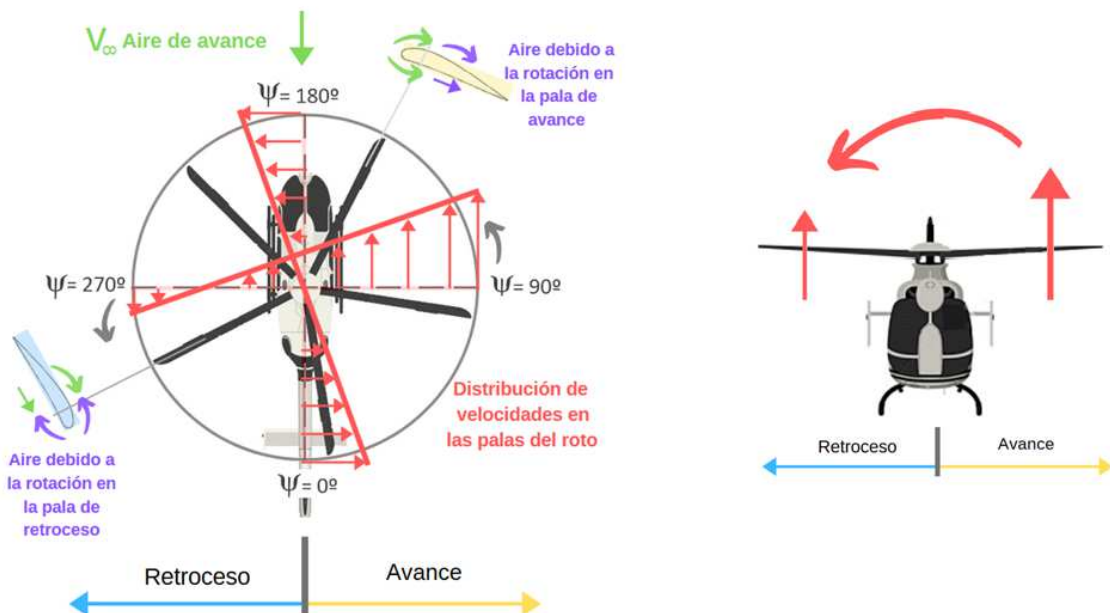


Figura 4.2.1.2 Asimetría de distribución de velocidades en el vuelo de avance.

Finalmente, debido a los diferentes módulos de la fuerza de sustentación, el helicóptero realiza un movimiento de alabeo no deseado, que puede evitarse con un equilibrio de las fuerzas sustentadoras.

Como solución a esta asimetría, existen varios tipos de rotores principales, que bien mediante giros permitidos, o mediante la flexibilidad del material, dan un mayor movimiento a las palas, de forma que se reducen el esfuerzo transmitido, y se equilibran las fuerzas. El objetivo es aumentar la sustentación de la pala que retrocede y disminuirlo en la pala que avanza.

Esto mencionado, también se consigue con la variación cíclica del paso, si se aumenta el ángulo de ataque de la pala de retroceso, y se disminuye el de la pala que avanza.

4.2.2 Tipos de rotores básicos

Existen tres tipos de rotores básicos; el rígido (sin articulaciones), el semirrígido (basculante), y el articulado. En el siguiente esquema, se simplifica los tres tipos de rotores de forma simple para su entendimiento.

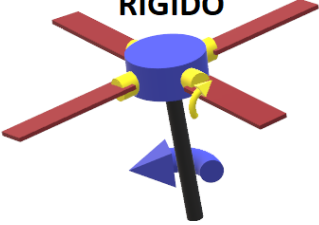
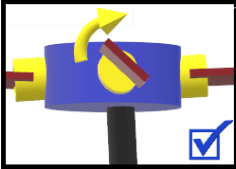



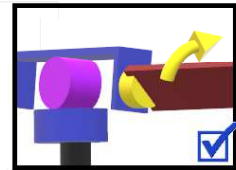
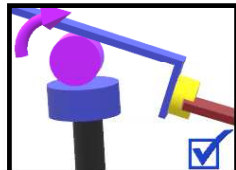

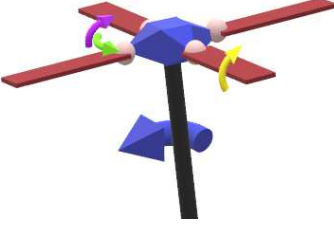
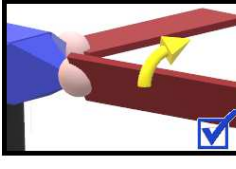
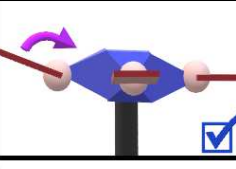
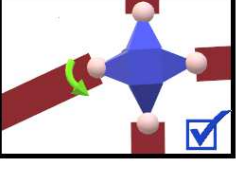
GIRO ROTOR	PASO	BATIMIENTO	ARRASTRE
RÍGIDO 			
SEMIRRÍGIDO 			
ARTICULADO 			

Figura 4.2.2.1 Tipo de rotores.

4.2.2.1. Rotor articulado

Es la configuración más comúnmente empleada. Consta de articulaciones de batimiento, arrastre, y paso. Con esto se busca restringir lo menos posible el movimiento de la pala, y de esta forma reducir los esfuerzos transmitidos a la cabeza del rotor.

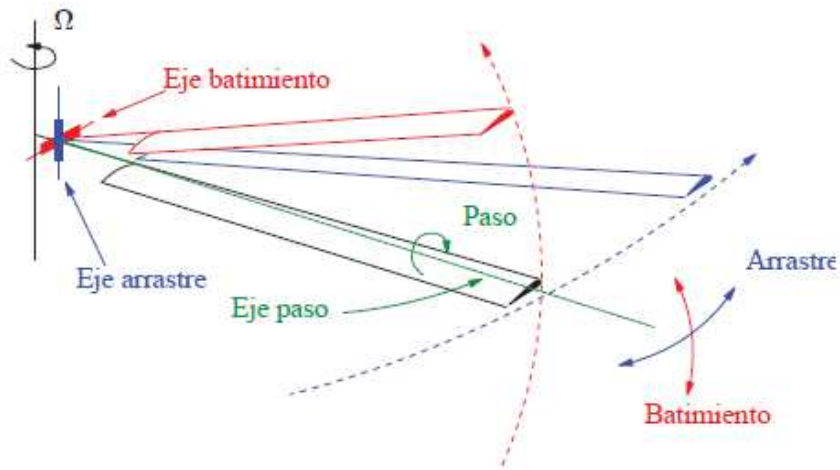


Figura 4.2.2.1.1 Movimientos permitidos de un rotor articulado.

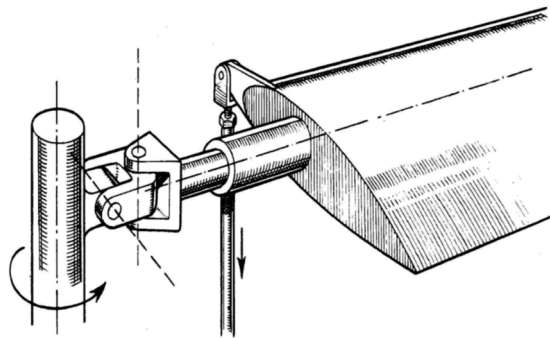


Figura 4.2.2.1.2 Representación rotor articulado.

La articulación de batimiento permite batir las palas libremente; compensa la asimetría de sustentación disminuyendo el ángulo de ataque de la pala de avance y aumentando el de pala de retroceso y asegura una transferencia al eje de las fuerzas de sustentación, pero no de momentos. Sin embargo, el movimiento de batimiento genera aceleración de Coriolis, y por ello es necesaria la articulación de arrastre, permitiendo así el avance y retroceso individual de la pala y aliviando los momentos en el encastre producidos por la fuerza de Coriolis.

El cojinete de paso permite controlar el paso que se proporcionan a las palas.

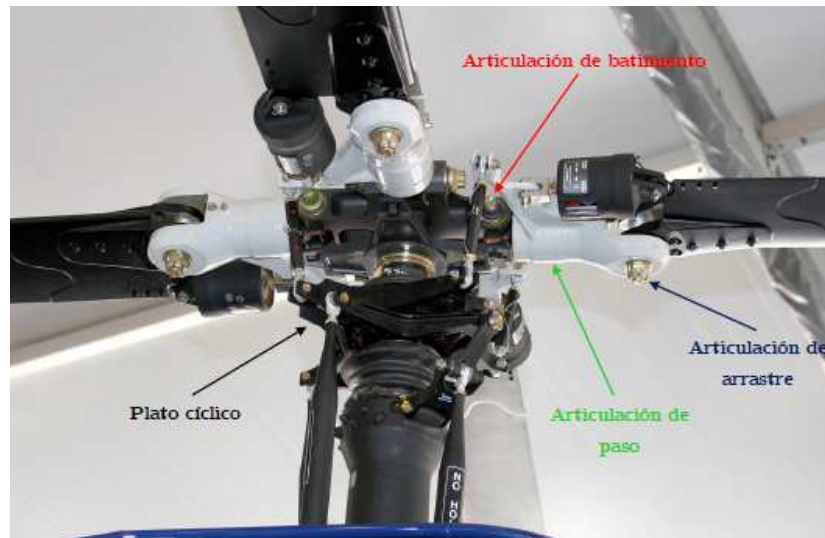


Figura 4.2.2.1.3 Rotor articulado.

4.2.2.2. Rotor semirrígido.

Es una configuración habitual en rotores de dos palas, las cuales se unen entre sí compartiendo una articulación central que permite el movimiento de batimiento. Se consigue así un movimiento basculante, donde el par de palas interconectadas alcanza un equilibrio de esfuerzos.

Es habitual que los rotores basculantes incorporen una barra estabilizadora. Esto se debe a que los semirrígidos son más inestables que los articulados: mientras que los últimos responden correctamente ante una perturbación manteniendo el plano de giro relativamente constante, los semirrígidos necesitan un sistema estabilizador complementario.



Figura 4.2.2.2.1 Rotor semirrígido.

4.2.2.3. Rotor rígido

Son aquellos que no representan articulaciones de batimiento ni de arrastre, sino que se componen de un cubo de rotor rígido al que se encastran las palas con su correspondiente articulación para la variación del paso.

Se caracterizan por ser los más sencillos, robustos y fiables mecánicamente. Pero al igual que en el resto, se dan fenómenos aerodinámicos que se intentan resolver con el uso de materiales de cierta flexibilidad, de forma que las deformaciones elásticas de las palas permiten reproducir los efectos de avance, descenso y/o flexión que experimentan las palas de rotores articulados o semirrígidos.



Figura 4.2.2.3.1 Rotor rígido.

4.3 CONTROL DEL VUELO

Los helicópteros se basan en el principio aerodinámico del perfil alar para generar sustentación con las aspas del rotor, que según su ángulo de ataque la sustentación será mayor o menos. Además, el helicóptero tiene la capacidad de moverse hacia delante, hacia detrás, de lado, y de hacer giros, según como se muestra.

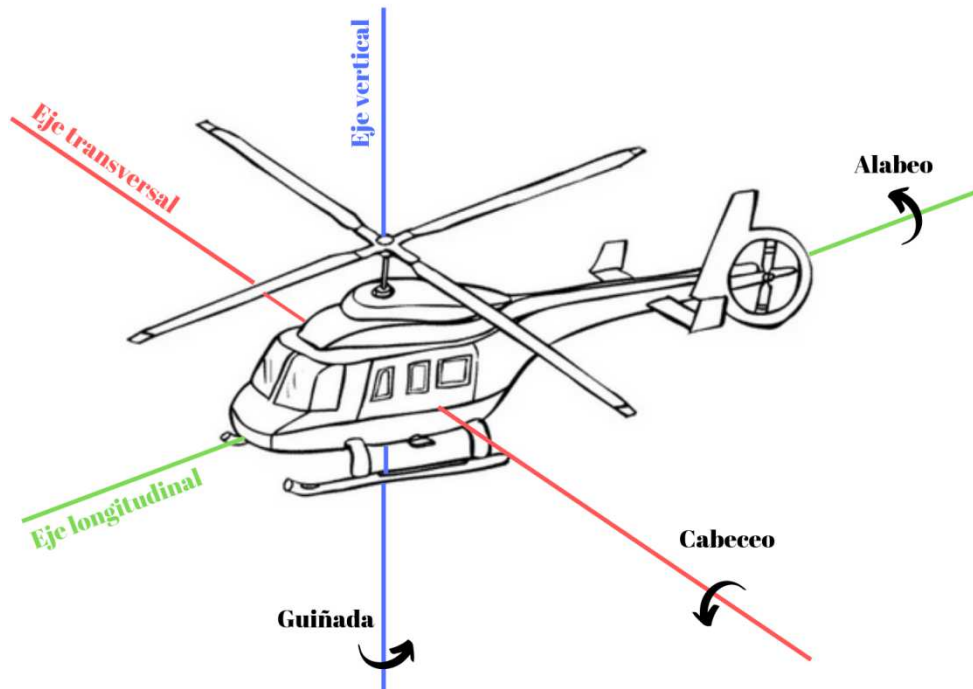


Figura 4.3.1 Movimientos de un helicóptero.

La fuerza sustentadora se genera cuando el rotor principal hace girar sus aspas, gracias a un motor de turbopropulsor. Este motor dispone de dos juegos de turbinas, uno de los cuales se encarga de hacer girar el eje del rotor del helicóptero mediante la transmisión de engranajes. Por tanto, a diferencia de un avión, donde el motor se utiliza para generar fuerza de empuje, un helicóptero utiliza el motor para hacer girar el eje del rotor y por tanto las aspas, creando una fuerza perpendicular al conjunto de las aspas.

La componente horizontal de esta fuerza hace que el helicóptero siga una trayectoria u otra, según la proyección en el eje al que se refiera. Mientras que el componente vertical de la fuerza sustentadora hace que este se mantenga en el aire, contrarrestando la fuerza gravitacional. De esta forma el helicóptero se mueve longitudinalmente, transversalmente, y verticalmente, o permanece en punto fijo, es decir las componentes verticales y horizontales se anulan. Todo por medio de la inclinación de las palas que se consigue gracias a un mecanismo de placa oscilante.

4.3.1 Componentes del mecanismo de placa oscilante

- 1) *Placa oscilante inferior*: no gira, tan solo se mueve verticalmente arriba o abajo, o se inclina.
- 2) *Placa oscilante superior*: esta acoplada a la placa oscilante inferior por medio de un rodamiento. De manera que la placa oscilante superior recibe el movimiento de la placa oscilante inferior a la vez que gira independientemente.
- 3) *Conductor*: es solidario a la placa oscilante superior y al eje del rotor principal, que a su vez es solidario a las palas. De este modo al girar la placa oscilante superior se mueven siempre a la vez las palas.
- 4) *Barras de control*: unen cada una de las palas a la placa oscilante superior. Cada pala tendrá unida, mediante una articulación, una barra rígida, con su otro extremo también unido a la placa superior mediante otra articulación. De esta forma, se consigue variar el ángulo de ataque de las palas. Además, solo con inclinar la placa oscilante inferior se consigue variar individualmente cada ángulo de ataque de las palas.
- 5) *Actuadores*: el movimiento de los mandos del piloto se traduce en un movimiento de los actuadores hidráulicos del plato cíclico, que se encarga de desplazarlo verticalmente e inclinarlo.

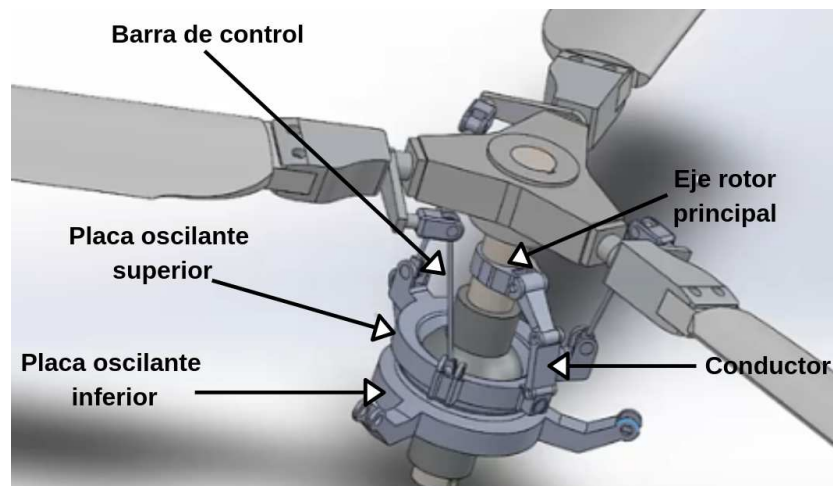


Figura 4.3.1.1 Mecanismo oscilante

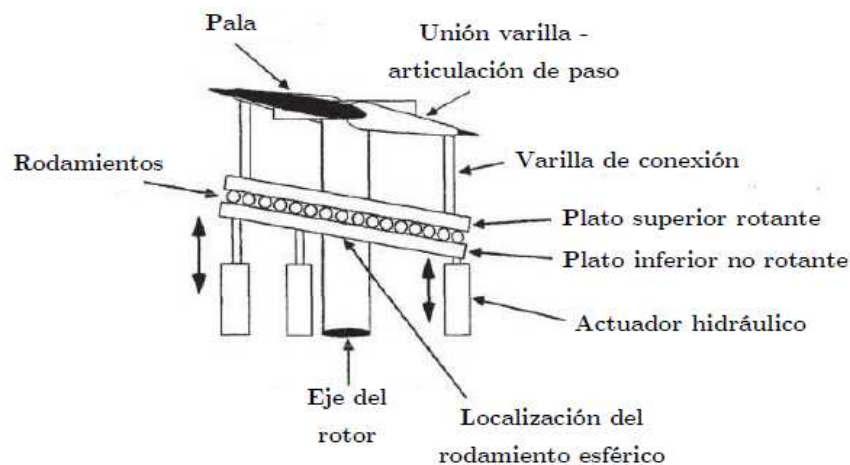


Figura 4.3.1.2 Esquema del mecanismo de placa oscilante.

4.3.2 Actuaciones

4.3.2.1 Control cíclico – Movimiento longitudinal y transversal

Actúa sobre la placa oscilante inferior, inclinándola según el movimiento que se quiera realizar. Con esto se consigue variar el paso de las palas individualmente cuando pasan por una misma posición. Para la explicación de la posición de las palas se necesita explicar el fenómeno de precesión giroscópica presente en los cuerpos en rotación.

Precesión giroscópica

Para explicarlo, se tomará como ejemplo la variación del ángulo de ataque de las palas en un helicóptero, mediante el control cíclico. El ángulo de las palas varía durante una posición de 180° de la posición acimutal. Dependiendo de hacia dónde se quiera mover el helicóptero, la posición acimutal en la cual el ángulo de ataque es mayor, se encontrará entre distintos cuadrantes.

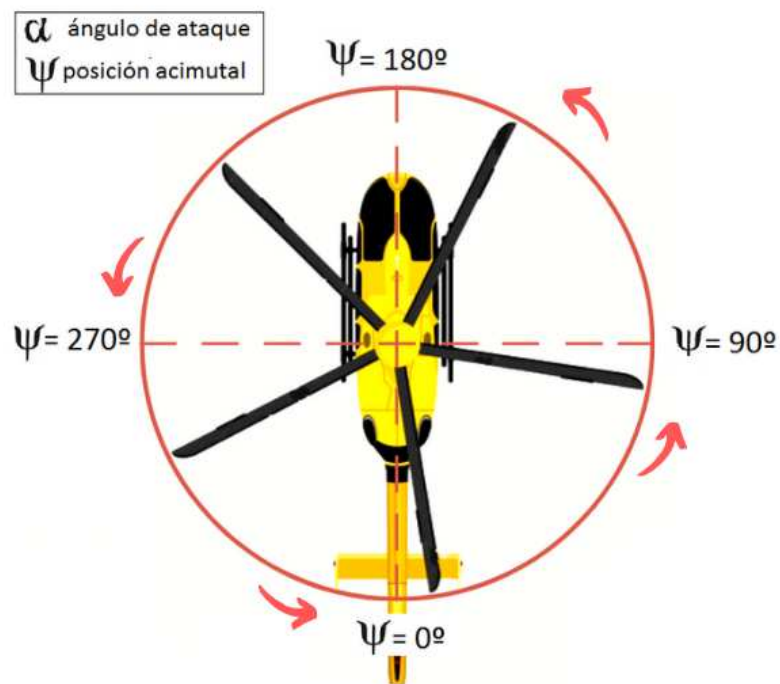


Figura 4.3.2.1.1 Ángulo acimutal.

Si la placa oscilante inferior se encuentra inclinada de forma que el ángulo de ataque entre el ángulo acimutal de 270° a 90° es mayor, es decir, genera mayor sustentación, y el ángulo de ataque en los dos cuadrantes restantes es menor, se genera una torsión como en la siguiente imagen.

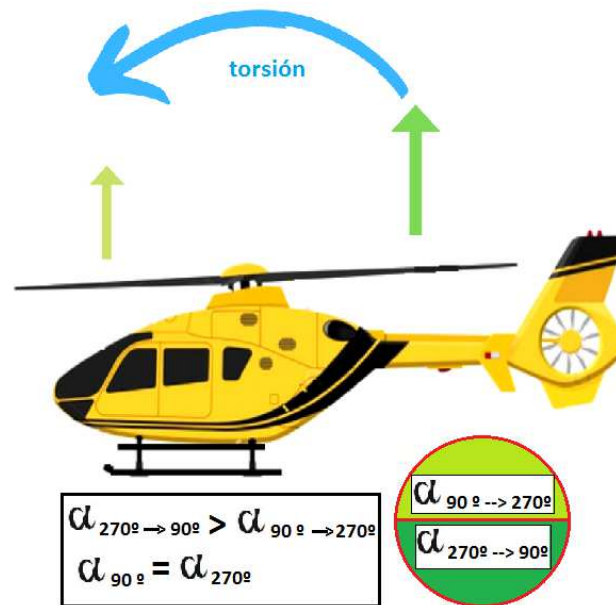


Figura 4.3.2.1.2 Torsión generada.

Según esta torsión generada, el helicóptero, en un principio, se diría que debería de avanzar según el eje longitudinal. Sin embargo, esta torsión se traduce en un movimiento transversal del helicóptero. Luego el fenómeno de precesión giroscópica se explica como una traslación de 90° en la dirección de rotación, de la fuerza aplicada a un cuerpo que gira.

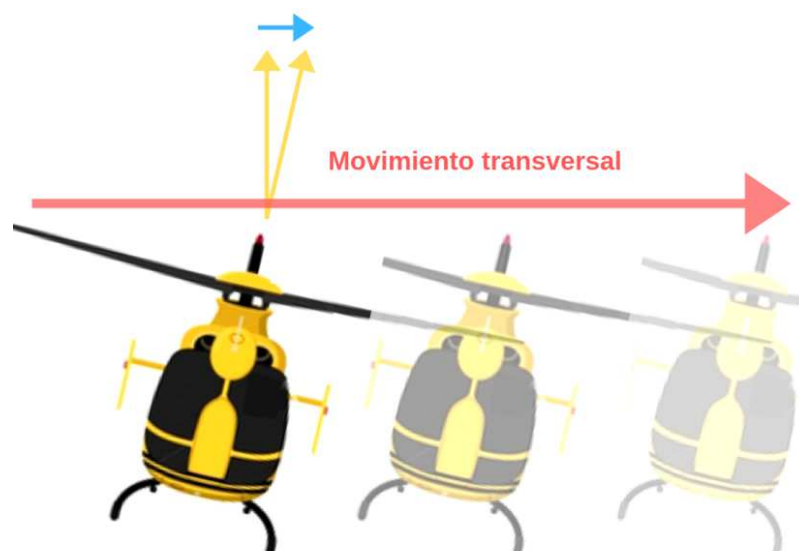


Figura 4.3.2.1.3 Movimiento transversal.

Una vez explicado este fenómeno, se puede explicar el método de avance en la dirección longitudinal, y de traslación en la dirección transversal de un helicóptero.

Del mismo modo que se ha mostrado en las imágenes anteriores, para que el helicóptero avance, la placa oscilante inferior debe inclinarse hacia un lado, quedando el ángulo de ataque de las palas van desde la posición 0° a 180° mayor que el de los dos cuadrantes restantes. De esta forma se produce una torsión que provoca que el helicóptero avance longitudinalmente como se muestra.

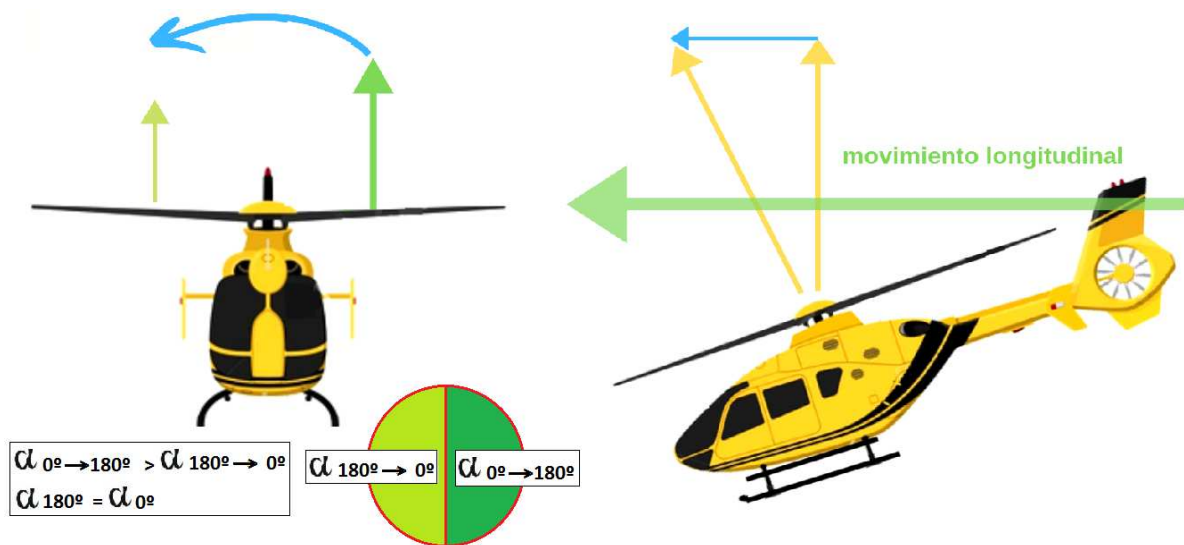


Figura 4.3.2.1.4 Movimiento longitudinal.

Gracias al control colectivo, el helicóptero es capaz entonces de moverse longitudinalmente, transversalmente, de alabear y de cabecear. El movimiento vertical es algo más sencillo y se consigue con el control colectivo de las palas.

4.3.2.2 Control colectivo – Movimiento vertical

Mediante el control colectivo del helicóptero se consigue variar el ángulo de ataque (o de paso) de todas las palas simultáneamente, independientemente de la posición de las palas. Con esto se consigue el vuelo vertical (o axial); ascenso o descenso en función del módulo de la fuerza sin inclinación ninguna.

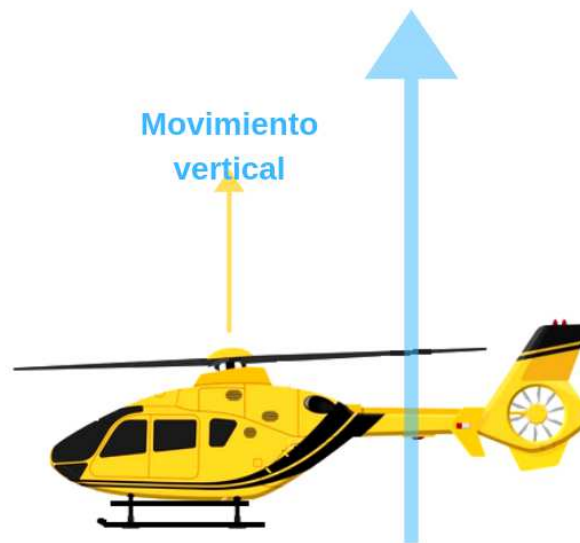


Figura 4.3.2.2.1 Movimiento vertical.

Una vez visto los controles colectivos y cíclicos, aún queda explicar como el helicóptero consigue girar y conseguir cambiar la dirección del vuelo; movimiento de guiñada.

4.3.2.3 Rotor de cola – movimiento de guiñada (dirección del vuelo)

El rotor de cola, como se ha mencionado, sirve para contrarrestar el par generado por el rotor principal. En caso de no tenerlo, el helicóptero mantendría un **movimiento de guiñada** sin control; giraría en sentido contrario al giro de las aspas del rotor principal de la siguiente forma.

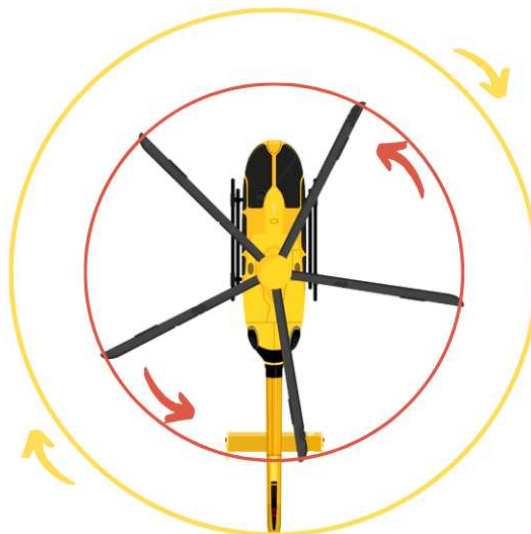


Figura 4.3.2.3.1 Movimiento debido al par generado en el rotor principal.

Esto es debido a la fuerza que el engranaje del motor ejerce sobre el eje del rotor para que gire ya que, de acuerdo con la tercera ley de Newton, el eje del rotor ejerce una fuerza igual pero contraria, provocando el movimiento de guiñada. Si se genera una fuerza en la cola, que contrarreste al giro del helicóptero, entonces se consigue que el helicóptero se estabilice, así como el control de la dirección del vuelo, según el módulo de esta fuerza el cual aumenta o disminuye en función del ángulo de paso del rotor de cola.

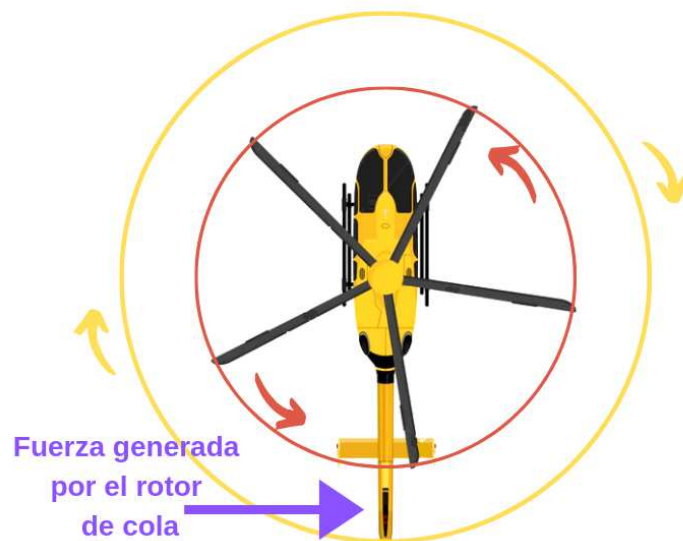


Figura 4.3.2.3.2 Fuerza generada por el rotor de cola.

4.3.3. Mandos de control

Todos estos movimientos explicados se llevan a cabo a través de cuatro controles que son los que se muestran en la imagen.

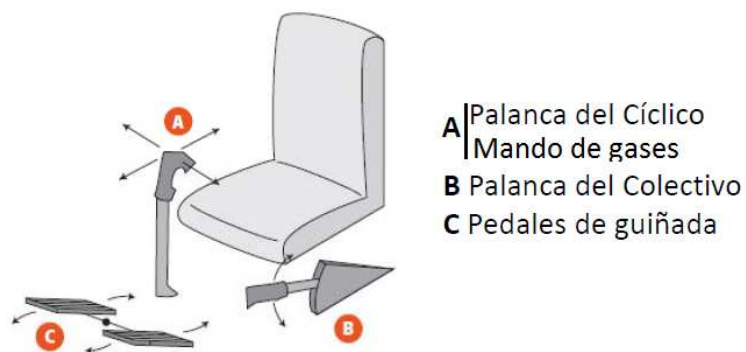


Figura 4.3.3.1 Mandos de un helicóptero.

- Palanca de paso colectivo:

Se sitúa a la izquierda del piloto y es la responsable del desplazamiento vertical mediante el aumento o la disminución de la sustentación del rotor principal. En el extremo de esta palanca suele ir situado el mando de gases, y ambos mandos van combinados.

Al subir o bajar esta palanca se aumenta o disminuye, respectivamente el ángulo de paso de todas las palas del rotor. Con ello también cambia la sustentación, y por tanto la componente vertical de la fuerza del eje vertical.

- Mando de gases:

Suele ir situado en el extremo de la palanca y con él se controla la potencia del motor

- Palanca de paso cíclico:

Proporciona el control longitudinal y lateral y se encuentra situada delante del piloto. La palanca se empuja en la dirección en la que se desea el vuelo

- Pedales:

Proporcionan giñada o control direccional. El pedal se pisa en la dirección requerida, y modifica el empuje del rotor de cola. Los pedales se encuentran unidos al motor de cola por unos mecanismos de transmisión.

5. USO DE CATIA V5

El mundo de la ingeniería, al igual que el de la arquitectura y el de toda actividad que implique el diseño de algo que después se materialice físicamente, ha cambiado enormemente con la aparición y desarrollo del Diseño Asistido por Ordenador, CAD – Computer Aided Design - y de la Fabricación Asistida por Ordenador CAM – Computer Aided Manufacturing-. Hoy en día, el diseño y desarrollo de nuevos productos o la modificación de los existentes se ha convertido en un elemento clave para la mejora de la capacidad de innovación y competitividad de las empresas industriales actuales. Por ello, resulta necesario el conocimiento y el manejo de estas aplicaciones informáticas como herramientas de diseño e ingeniería.

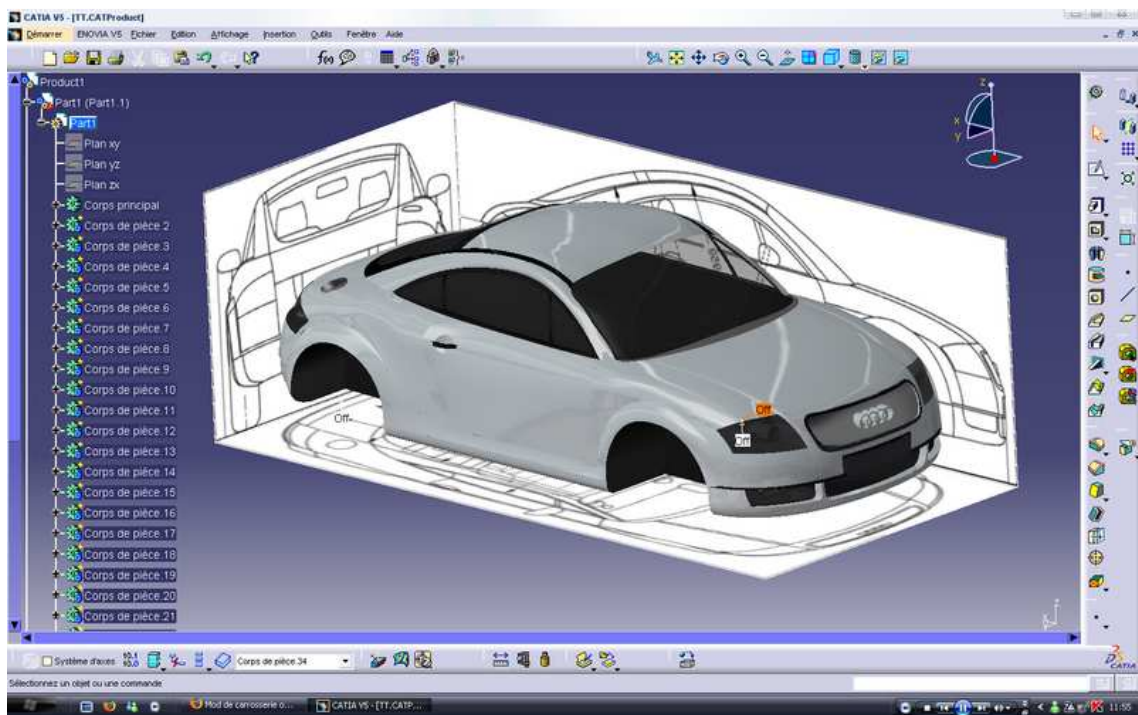


Figura 5.1 Sketch Tracer Catia.

CATIA constituye el sistema CAD 3D más avanzado del mercado; lleva varios años implantado fuertemente a nivel internacional en sectores como el de automoción y el aeronáutico, y cada día son más las empresas que demandan esta tecnología de desarrollo. Debido a esta y a otras razones, el Departamento de Ingeniería Gráfica de la Universidad de Sevilla cuenta con su licencia, y el diseño de este Trabajo Fin de Grado será llevado a cabo a través de este software. A continuación, se introducirán algunos conceptos básicos sobre el programa necesarios para la comprensión del modelado de la máquina.

5.1 CAD

El término CAD (Computer Aided Design o Diseño Asistido por Ordenador) hace referencia a una herramienta software que, mediante el uso del ordenador, permite crear, modificar, analizar y optimizar planos y modelos en dos y tres dimensiones, y manipular de una manera fácil elementos geométricos sencillos. Las herramientas de dibujo en 2D se basan en entidades geométricas vectoriales como puntos, líneas, arcos y polígonos, con las que se puede operar a través de una interfaz gráfica. Los modelados en 3D añaden superficies y sólidos.

El usuario puede asociar a cada entidad una serie de propiedades: color, capa, estilo de línea, nombre, definición geométrica, etc., que permiten manejar la información de forma lógica. Además, se pueden generar imágenes o vídeos de los modelos 3D para obtener una previsualización realista del producto, aunque se prefiera exportar los modelos a programas especializados en visualización y animación a menudo.

Los sistemas CAD actúan en los campos de diseño mecánico, estructural, arquitectura e ingeniería civil, sistemas de información cartográfica y geográfica, industrial, de instalaciones, etc. Se utiliza en todo el proceso de ingeniería desde el diseño conceptual y el diseño de productos hasta la definición de los métodos de fabricación. Esto permite que un ingeniero tanto de forma interactiva como automática analice variantes de diseño, para encontrar el diseño óptimo para la fabricación y reducir al mínimo el uso de prototipos físicos.

Entre los beneficios del CAD se incluyen menores costos de desarrollo de productos, mayor productividad, mejor calidad del producto y el tiempo más rápido al mercado.

- Una mejor visualización del producto final, subconjuntos y componentes en un sistema CAD acelera el proceso de diseño.
- El software CAD ofrece una mayor precisión, por lo que los errores se reducen.
- Un sistema CAD proporciona más fácil, la documentación del diseño, incluida las geometrías y dimensiones, listas de materiales, etc.
- El software CAD ofrece fácil reutilización de los datos de diseño y las mejores prácticas.

5.2 CAM

El término CAM (Computer Aided Manufacturing / Fabricación Asistida por Ordenador) agrupa las aplicaciones encargadas de traducir las especificaciones de diseño originadas a través de las tecnologías CAD a otras especificaciones de producción. Es decir, es un puente entre el CAD y el lenguaje de programación de las máquinas herramientas con una intervención mínima del operario.

Una vez que el modelo geométrico se encuentra en el sistema CAM, independientemente del proceso de mecanizado, es necesario definir la zona que se quiere mecanizar, cómo y con qué herramienta.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

Algunos ejemplos de CAM son: el fresado programado por control numérico, la realización de agujeros en circuitos automáticamente por un robot, y la soldadura automática de componentes SMD en una planta de montaje.

5.3. CAD/CAM

Por las ventajas que presentan en conjunto, se suele combinar el diseño y la fabricación asistidos por computadora en los sistemas CAD/CAM. Esta combinación permite la transferencia de información desde la etapa de diseño a la etapa de fabricación de un producto, sin necesidad de volver a capturar manualmente los datos geométricos de la pieza. La base de datos que se desarrolla durante el CAD es procesada por el CAM, para obtener los datos y las instrucciones necesarias para operar y controlar la maquinaria de producción, el equipo de manejo de material y las pruebas e inspecciones automatizadas que establecen la calidad del producto.

Una función de CAD/CAM importante en operaciones de mecanizado es la posibilidad de describir la trayectoria de la herramienta para diversas operaciones, como por ejemplo torneado, fresado y taladrado con control numérico. Las instrucciones o programas se generan en computadora, y pueden modificar el programador para optimizar la trayectoria de las herramientas. El ingeniero o el técnico pueden entonces mostrar y comprobar visualmente si la trayectoria tiene posibles colisiones con prensas, soportes u otros objetos.

Otra ventaja es que en cualquier momento es posible modificar la trayectoria de la herramienta para tener en cuenta otras formas de piezas que se vayan a mecanizar. También, los sistemas CAD/CAM son capaces de codificar y clasificar las piezas que tengan formas semejantes en grupos, mediante codificación alfanumérica.

5.4. CATIA

CATIA (Computer-Aided Three dimensional Interactive Application) es un programa informático de diseño, fabricación e ingeniería asistida por computadora comercial realizado por Dassault Systèmes, ingeniería filial del grupo Dassault (fabricante francés de aviones militares y civiles).

En un principio nació como un programa de diseño CAD, pero actualmente engloba todas las herramientas necesarias para la concepción, análisis, simulación, presentación, fabricación, producción y mantenimiento del diseño. La principal peculiaridad de CATIA es que provee una arquitectura abierta para el desarrollo de aplicaciones y para personalizar el programa.

CATIA es mucho más que un software de diseño, es una herramienta de integración del proceso de desarrollo de producto. Actualmente cuenta con más de ciento cincuenta módulos de las más diversas aplicaciones, y en cada nueva versión siguen ampliando y desarrollando nuevas funcionalidades en función de necesidades: módulos que pueden ser altamente específicos, módulos especiales para industrias dedicadas al diseño, módulos para el mecanizado, etc. Desde el diseño de componentes, su ensamblaje 3D y obtención de los correspondientes planos 2D, hasta módulos para analizar y simular el mecanizado de piezas, realizar análisis por

elementos finitos, diseño eléctrico, electrónico y de tuberías o incluso análisis ergonómico, necesario en determinados casos.

Otro aspecto a destacar de este programa es la extensa librería de materiales de la que dispone, desde madera y piedra, hasta metales y materiales de construcción, sin contar que permite al usuario crear los materiales que necesite, siempre y cuando proporcione las características técnicas y parámetros necesarios para definirlo, tales como la densidad, módulo de Young, coeficiente de Poisson y coeficiente de expansión térmica. Y no sólo eso, sino que además permite crear y trabajar con materiales compuestos, cada vez más empleados en la industria aeronáutica.

Actualmente la versión más extendida de CATIA es la V5, pero la nueva V6 ya ha empezado a comercializarse. Por el momento y hasta nuevo aviso, desde Dassault llega que ambas versiones van a convivir por tiempo, de momento, indefinido.

El producto conseguido con CATIA es realmente potente y muy bueno. Las posibilidades en cuanto a desarrollo paramétrico sorprenden, sin olvidar la extremada precisión de trabajo, y a pesar de lo complejo que es, su sencillez de uso de agradece. Es probable que con CATIA se pueda diseñar cualquier cosa por muy compleja que pueda ser. Ejemplo de ello es el trabajo realizado en la asignatura "Cálculo de Aeronaves", en la que diseñamos una aeronave entera (externa e internamente) sólo con algunos conceptos básicos aprendidos en la asignatura "Diseño Asistido por Ordenador" impartida por el propio Departamento de Ingeniería Gráfica, usando dos o tres módulos.

Una vez expuesto el amplio abanico de posibilidades y ventajas que CATIA ofrece al usuario, consideramos que el uso de dicho programa en este Trabajo de Fin de Grado queda sobradamente justificado. Concretamente, la versión con la que hemos trabajado ha sido CATIA V5 R20

5.4.1 MÓDULOS DE CATIA UTILIZADOS.

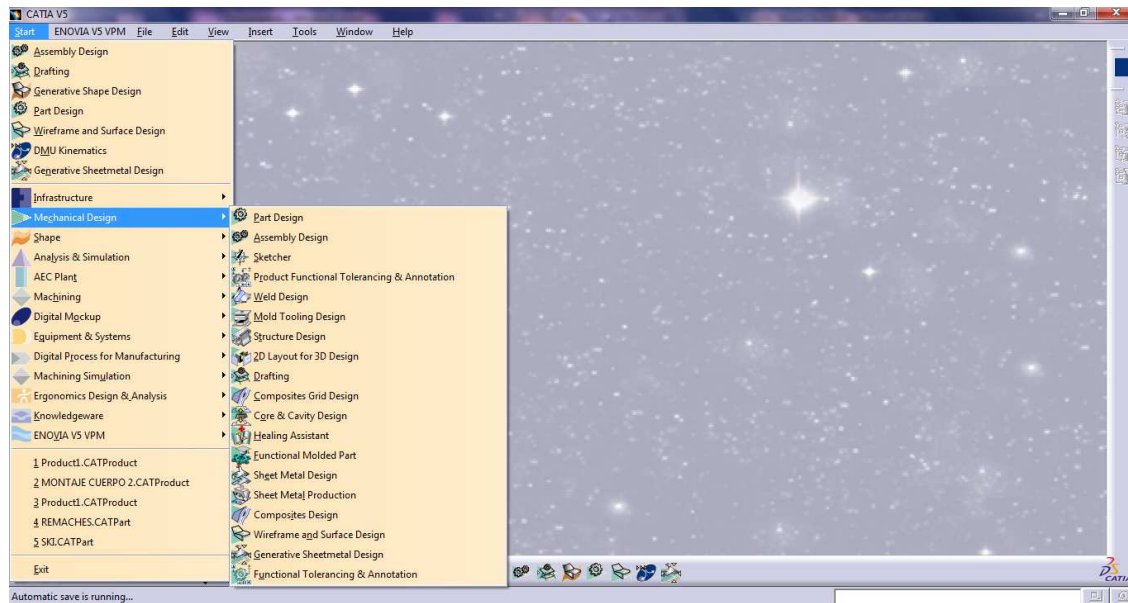


Figura 5.4.1.1 Módulos de CATIA.

- **Sketcher:** Con este módulo se puede realizar geometría de alambre (puntos, líneas, curvas...) en dos dimensiones. Es fundamental, ya que el diseño de cada componente parte de un diseño en dos dimensiones. Es el módulo más básico de todos los que se han utilizado en este proyecto.
- **Part Design:** Mediante este módulo se puede diseñar cualquier tipo de geometría en formato sólido. Está basado en la realización de piezas basadas en Sketchs (dibujados previamente en el módulo Sketcher), que por medio de operaciones que añaden y/o quitan material van configurando la forma final de la pieza. Ha sido uno de los módulos más usados en el proyecto.
- **Assembly Design:** Este módulo contiene las herramientas necesarias para ensamblar piezas y crear conjuntos, a partir de los cuales se ha llegado al producto final. Es el paso previo a la creación de cualquier tipo de mecanismo.
- **Wireframe and Surface Design:** Este módulo ha permitido crear modelos alámbricos para posteriormente convertirlos en sólidos o superficies básicas. Se ha empleado cuando ha sido necesaria la creación de una superficie compleja que no ha podido realizarse con el módulo de Part Design.

- **Generative Shape Design:** Este módulo permite la creación de cualquier tipo de superficie. Contiene todo lo del módulo anterior más todas las órdenes avanzadas de diseño de forma en superficies
- **DMU Kinematics:** Este módulo permite la creación de mecanismos a partir de la definición de limitaciones para el movimiento de las piezas que forman el conjunto. Ha sido utilizado para crear las simulaciones de los cuatro mecanismos del presente proyecto.
- **Shape sketch Tracer:** Este módulo permite la creación de elementos alámbricos para la generación de superficies partiendo de fotos del modelo en alzado planta y perfil. Este mecanismo es muy útil cuando no se tiene medidas concretas del diseño.

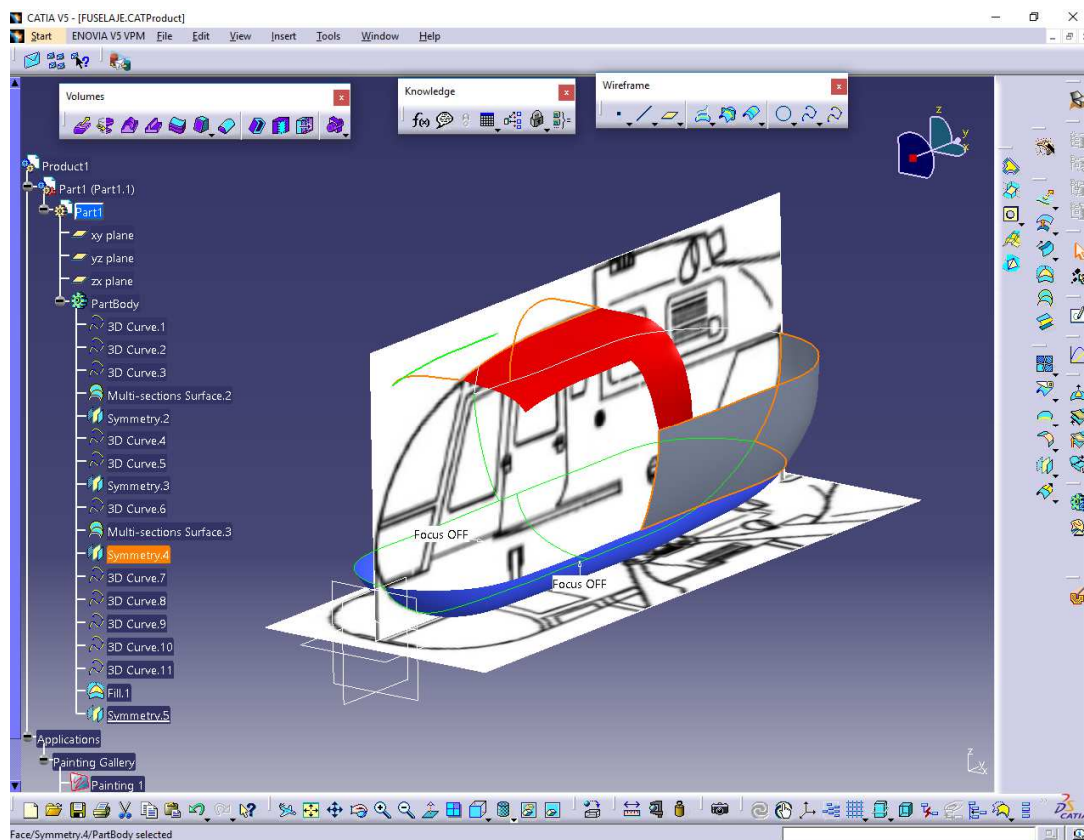


Figura 5.4.1.2 Módulo de CATIA Shape sketch tracer.

6. MODELAJE DEL HELICÓPTERO CON CATIA V5

En el presente capítulo se aborda el diseño del helicóptero convencional, el cual se ha estructurado en tres sistemas principales.

- (A) SISTEMA DEL ROTOR PRINCIPAL
 - (A.1) CABEZA ROTOR
 - (A.2) SISTEMA PLACA OSCILANTE
 - (A.3) PALAS ROTOR PRINCIPAL
 - (A.4) SISTEMA DE TRANSMISIÓN
- (B) CUERPO DEL HELICOPTERO
 - (B.1) APOYO
 - (B.2) FUSELAJE
- (C) SISTEMA DE ROTOR DE COLA
 - (C.1) CUERPO COLA
 - (C.2) SISTEMA ROTOR COLA
 - (C.3) PALAS ROTOR COLA
 - (C.4) SISTEMA TRASMISIÓN COLA.

De cada una de estas partes se detallarán sus piezas individualmente. Posteriormente se procederá al montaje y ensamblaje de estas, mostrando como resultado final el sistema en su conjunto.

6.1 (A) SISTEMA ROTOR PRINCIPAL

El sistema de rotor principal está compuesto de los elementos necesarios para el vuelo que permite al helicóptero realizar los tipos de movimientos, que son: la cabeza del rotor, la palas, el mecanismo de placa oscilante y el mecanismo de transmisión, en el cual se ha tenido en cuenta el motor de turbina.

A continuación, se muestra el sistema completo del rotor principal.

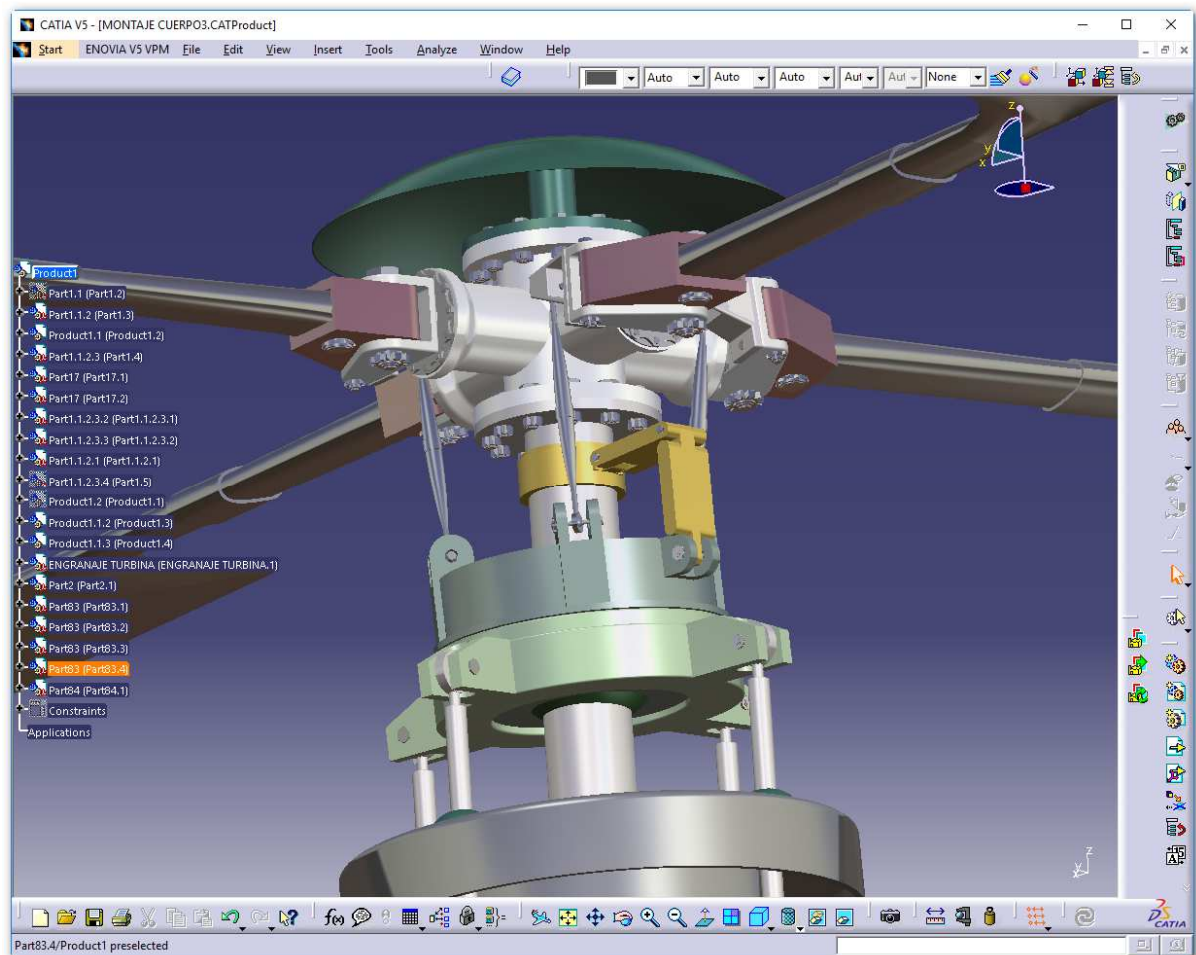


Figura 6.1.1 Rotor principal.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

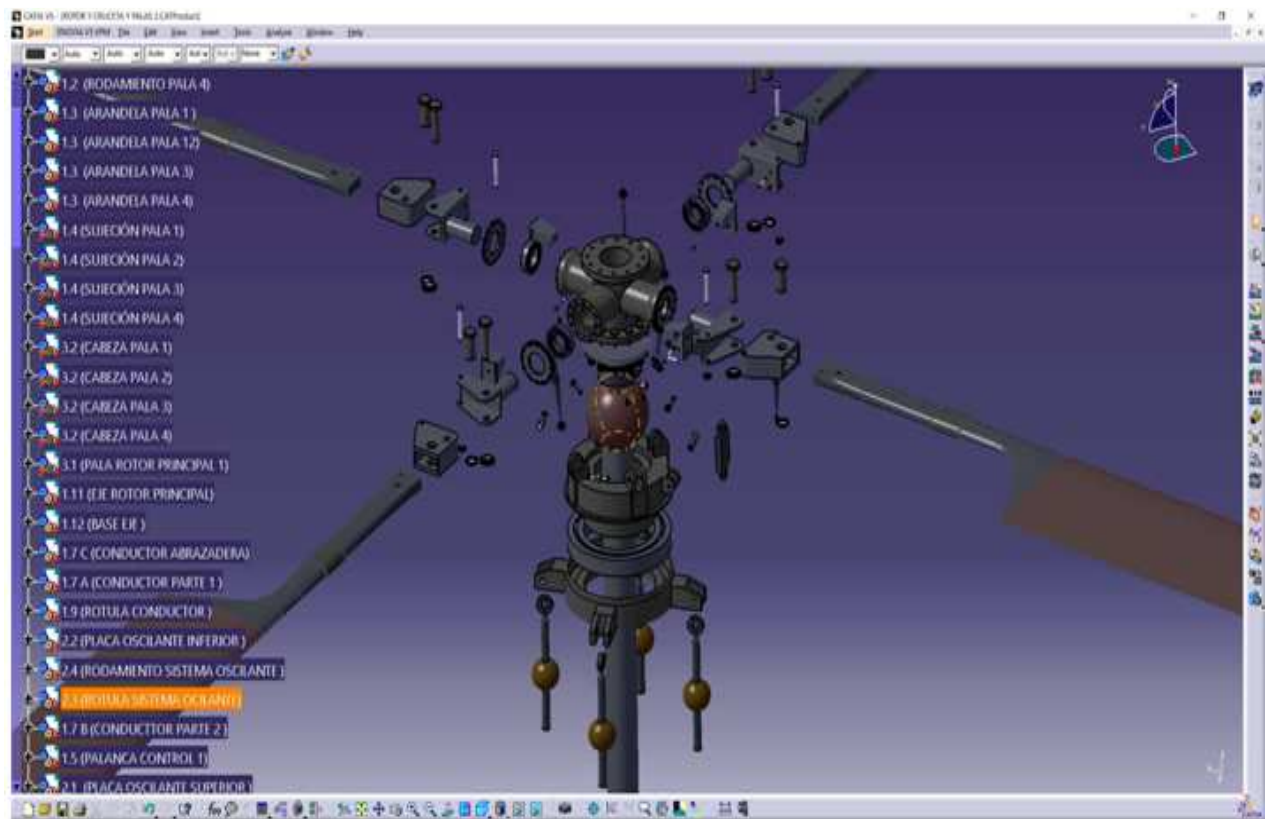


Figura 6.1.2 Rotor principal explosionado.

A continuación pasaremos a explicar cada una de las piezas de las que está compuesto este conjunto.

6.1.1 (A.1) Cabeza Rotor Principal

Se han incluido en este subsistema (A.1), las piezas que se muestran a continuación.

- Piezas del sistema
En este apartado aparecen las piezas individuales.
- (A.1.1) CRUCETA
Es el elemento que sirve de sustentación para unir las cuatro palas del rotor con el eje del rotor principal.

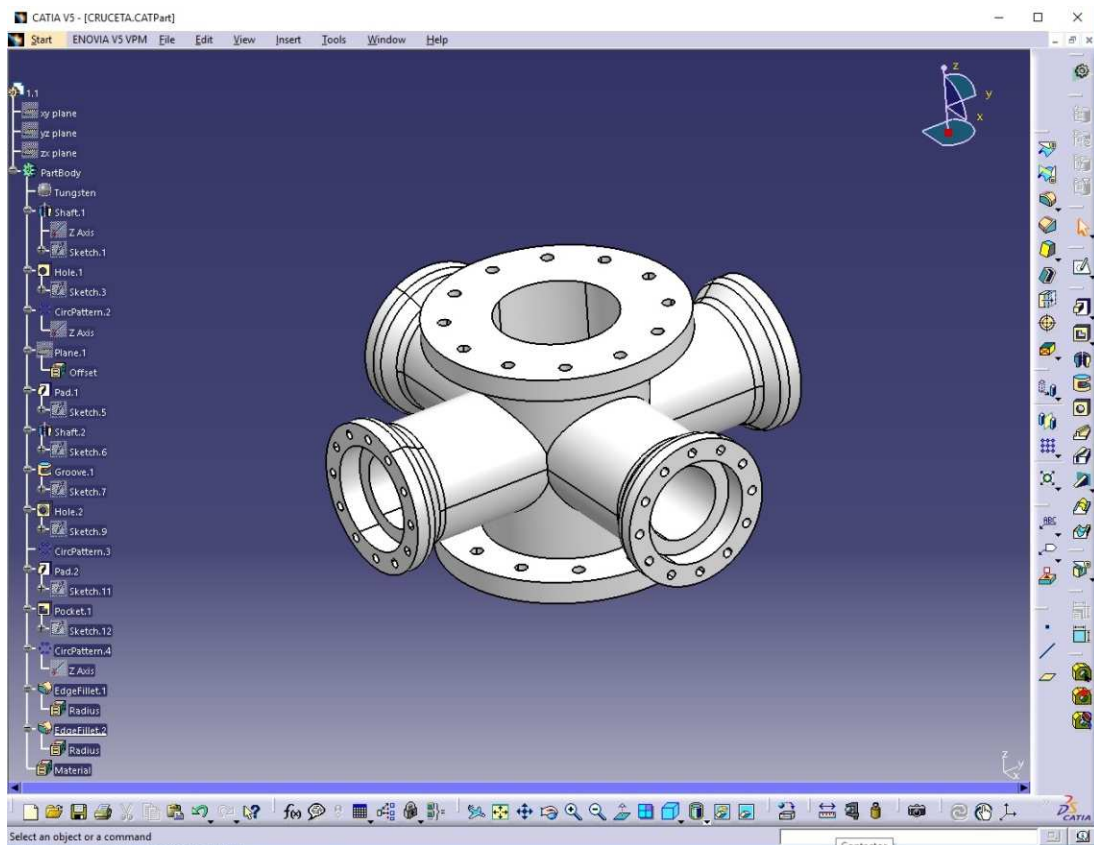
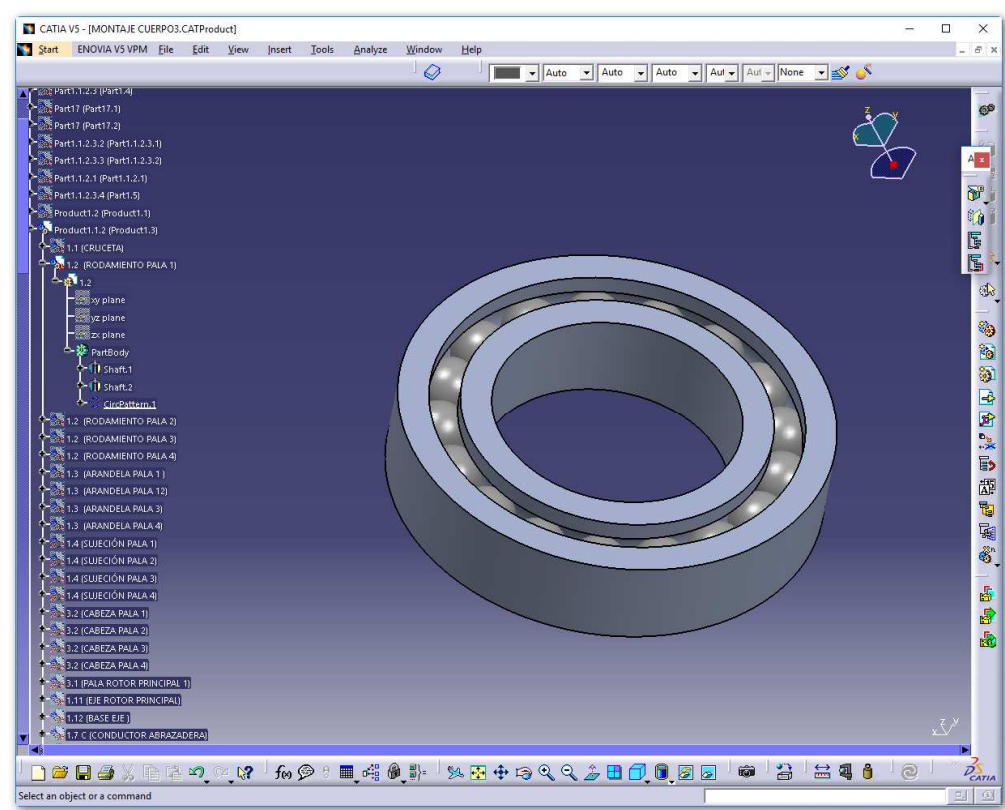
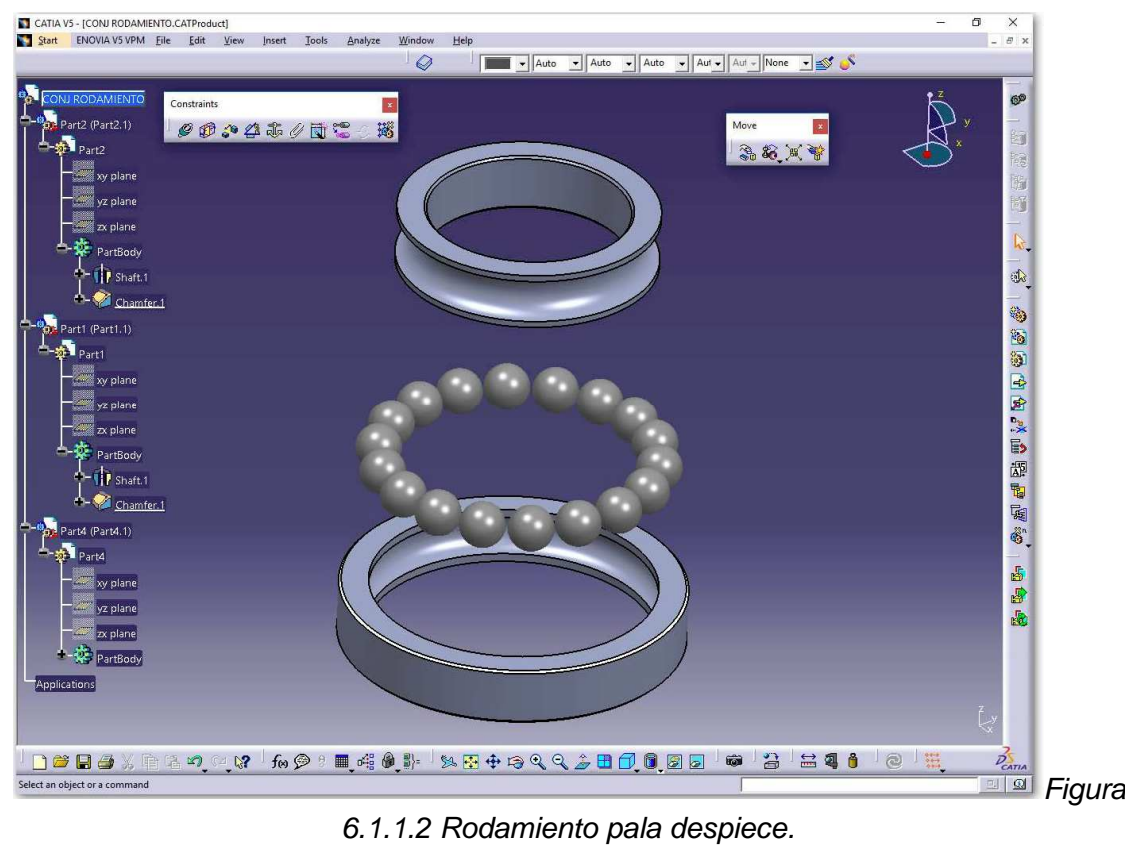


Figura 6.1.1.1 Cruceta.

- (A.1.2) RODAMIENTO PALA

Cada una de las palas puede girar respecto a su eje longitudinal para permitir la variación del ángulo de ataque. Se consigue gracias al rodamiento, que va situado dentro de cada uno de los brazos de la cruceta.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.



- (A.1.3) ARANDELA PALA

Para la sujeción del rodamiento de la pala mediante tornillos.

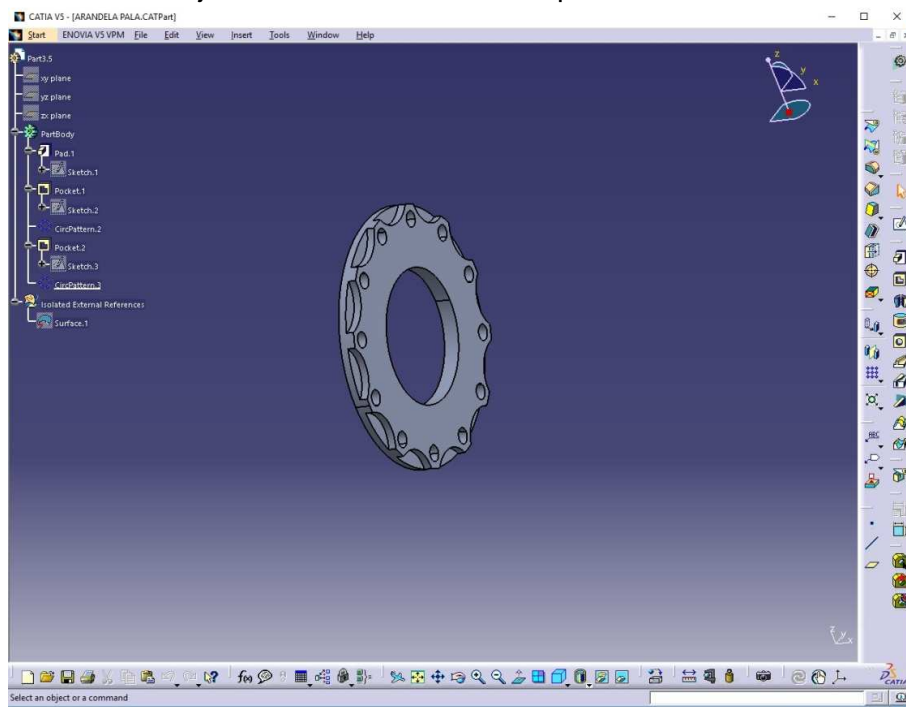


Figura 6.1.1.4 Arandela

- (A.1.4) SUJECIÓN PALA

Elemento que une el sistema de la pala del rotor principal a la cruceta.

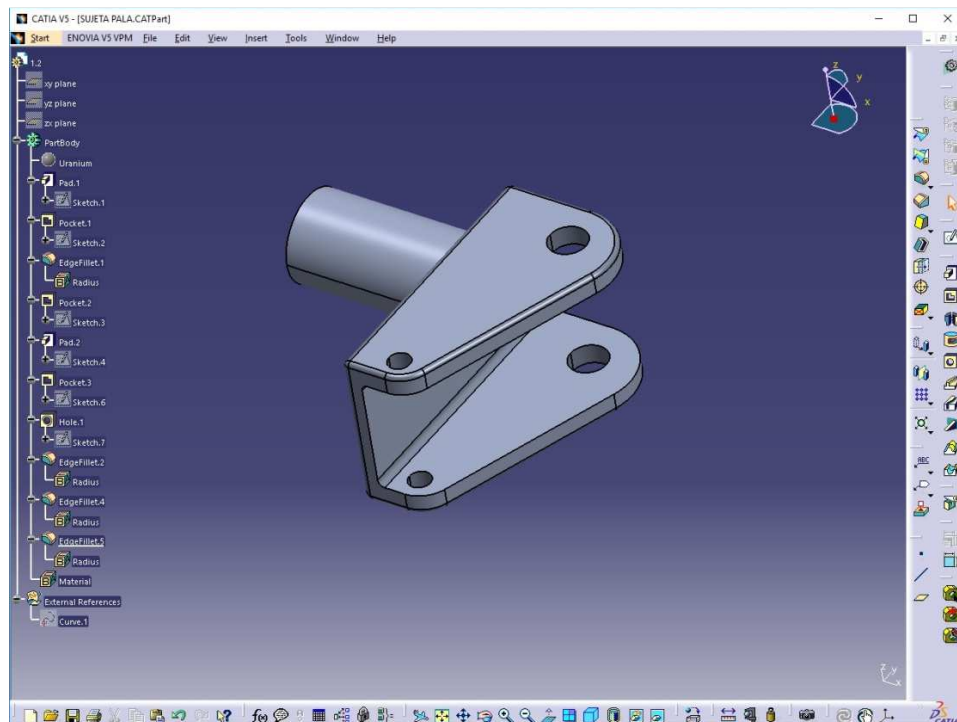


Figura 6.1.1.5 Sujeción pala.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- (A.1.5) PALANCA DE CONTROL

Va unida a la sujeción de la pala y permite, junto con la barra de control, el giro de la pala consiguiendo la variación del ángulo de ataque.

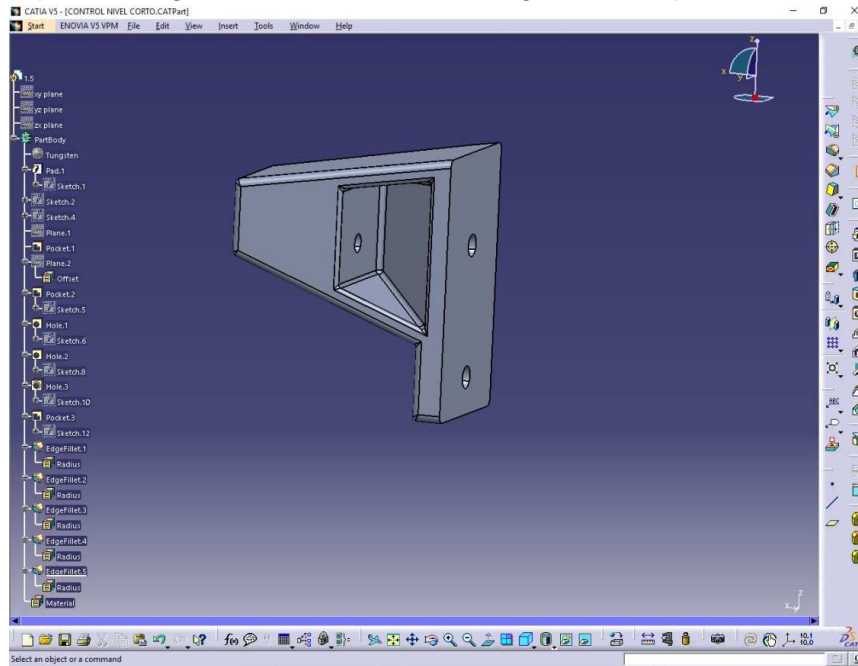


Figura 6.1.1.6 Palanca de control.

- (A.1.6) BARRA DE CONTROL

Es un elemento rígido que se une por su extremo inferior a la placa superior del sistema oscilante mediante una rótula y por su superior, también mediante rótula, a la palanca de control.

El sistema oscilante impulsa, mediante un movimiento ascendente, a la barra y esta transmite el movimiento a la palanca de control, consiguiendo así el giro de la pala.

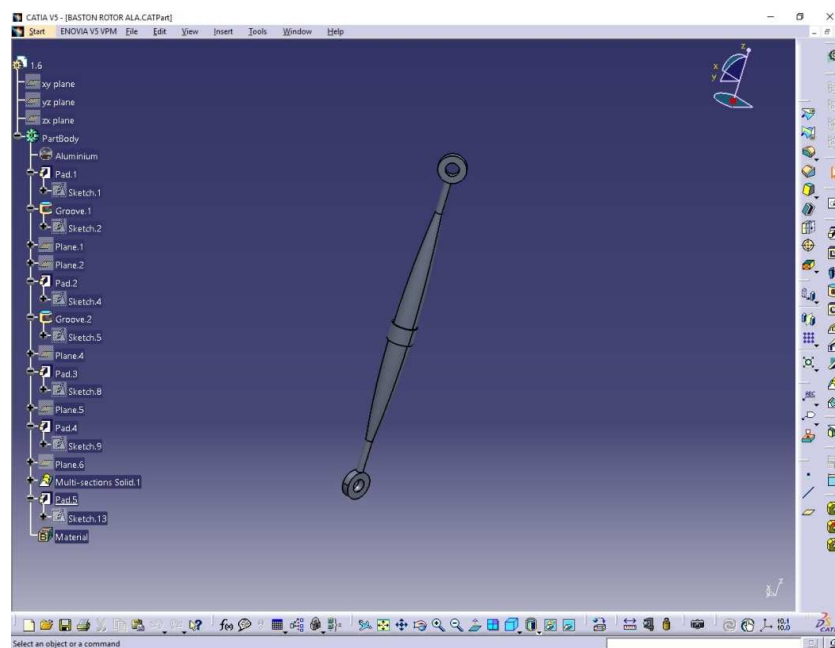


Figura 6.1.1.7 Barra de control.

▪ (A.1.7) CONDUCTOR

Es un elemento articulado, cuya función es la unión de la placa superior del sistema oscilante al eje. Su función es que el eje y la placa oscilante giren conjuntamente.

El conductor se une al eje mediante una abrazadera y su mecanismo de unión a la placa oscilante debe ser articulado para que no transmita ningún tipo de movimiento vertical de la placa oscilante, tan solo el giro de eje.

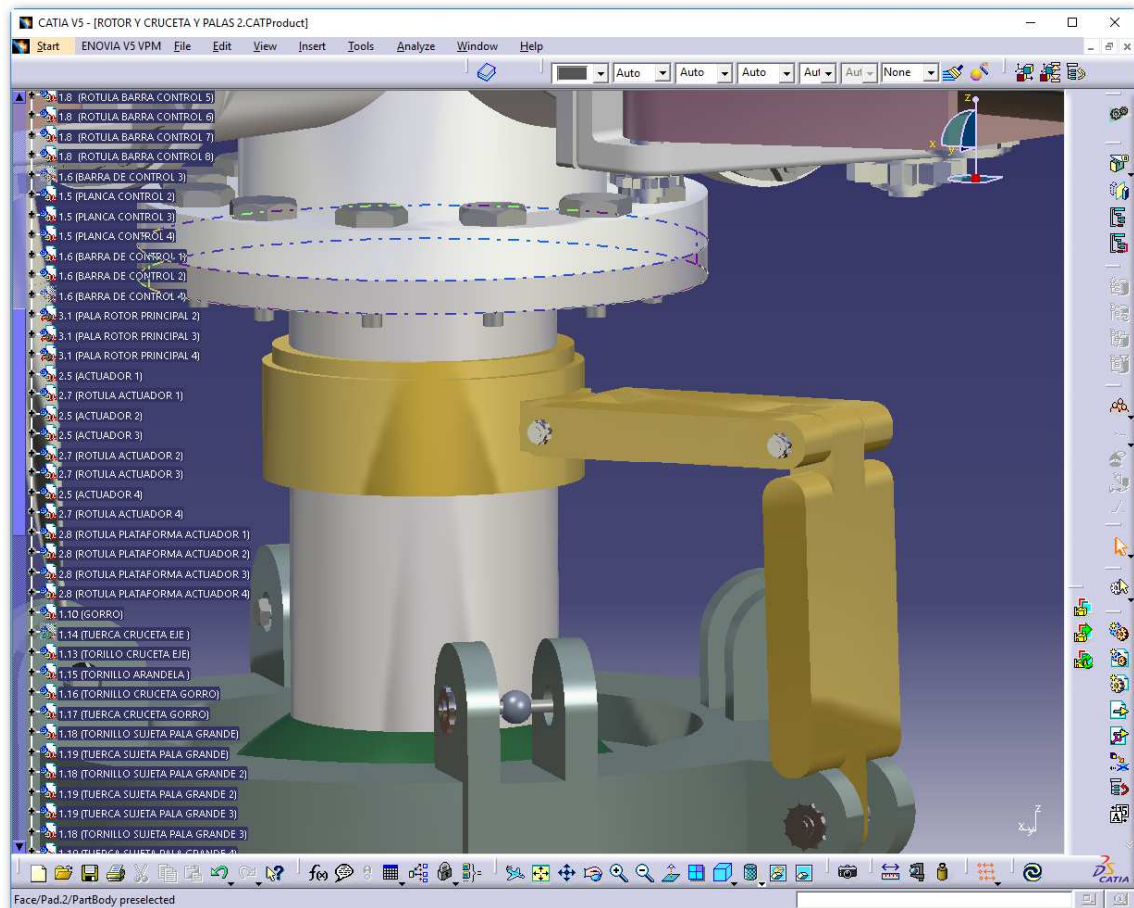


Figura 6.1.1.8 Conjunto conductor.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

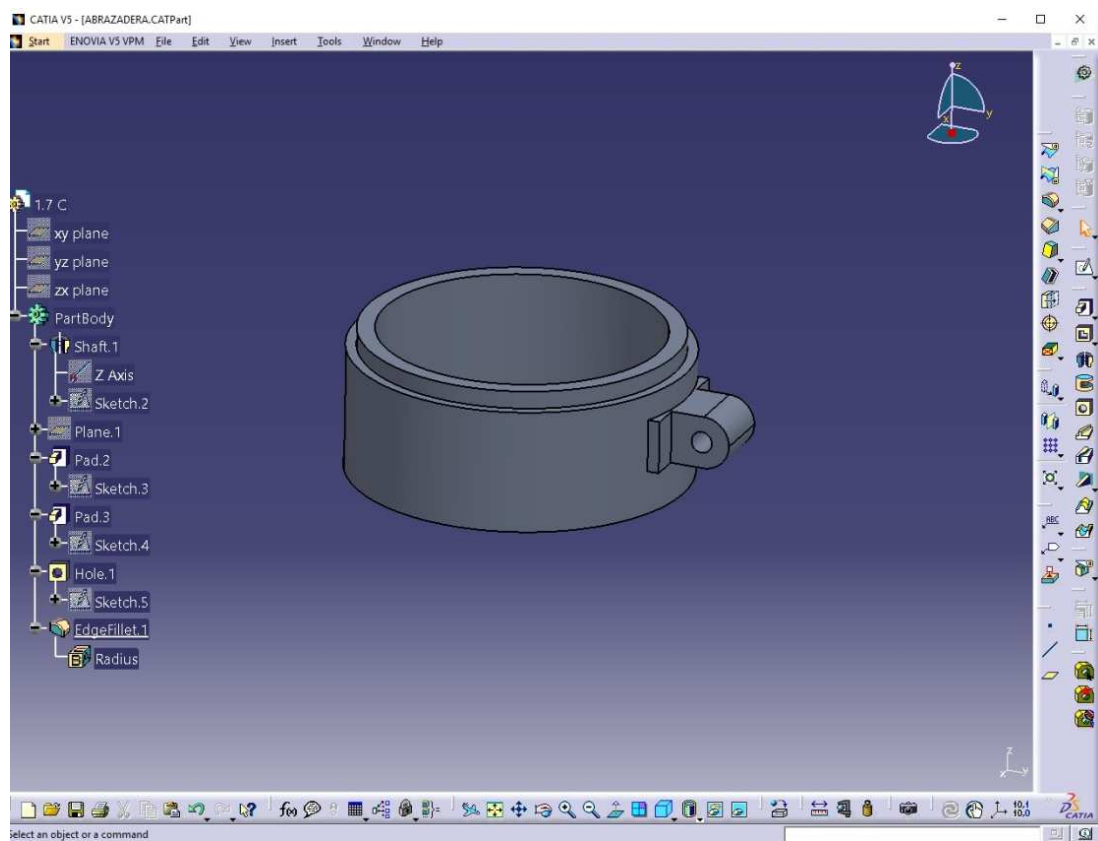


Figura 6.1.1.9 Abrazadera conductor

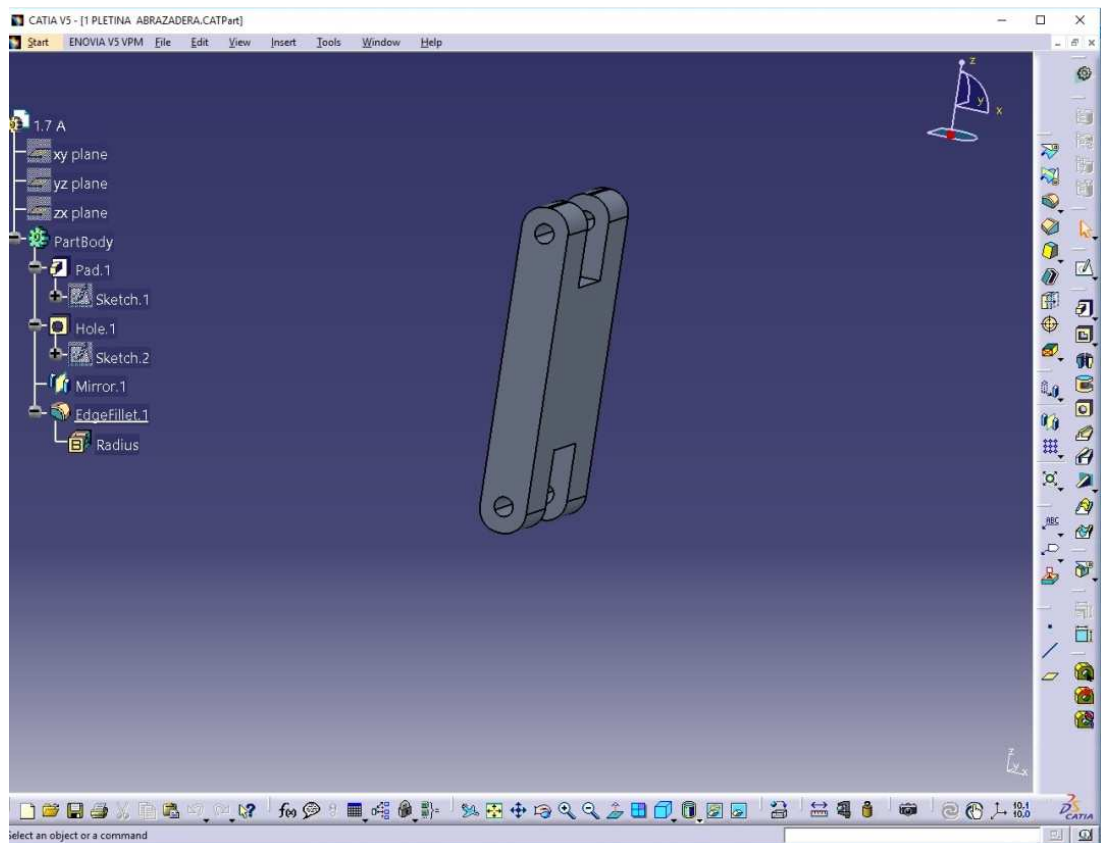


Figura 6.1.1.10 Conductor parte superior

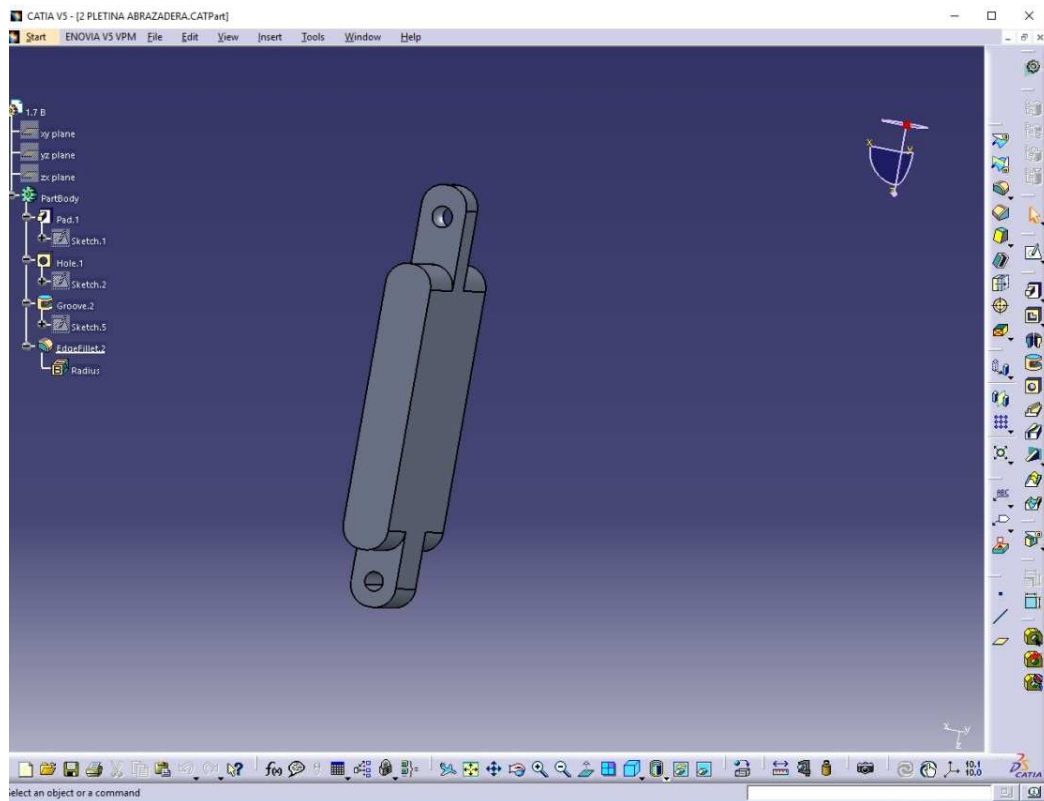


Figura 6.1.1.11 Conductor parte inferior

- (A.1.8) RÓTULA BARRA CONTROL
Se sitúa en el hueco inferior de la palanca de control y dentro del extremo superior de la barra de control.

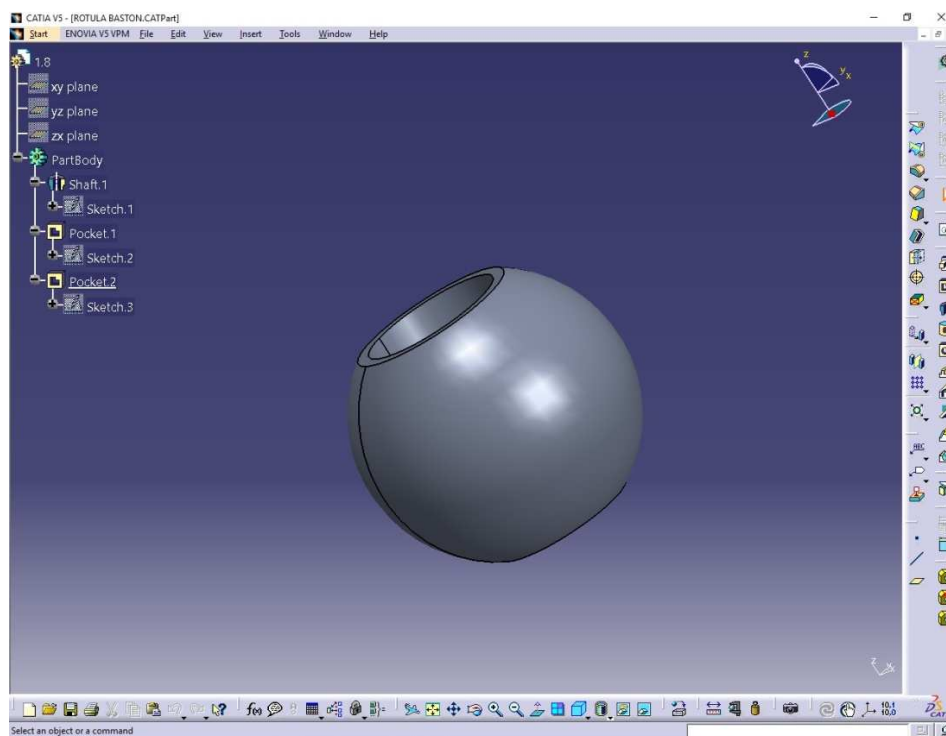


Figura 6.1.1.12 Rótula barra control.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- (A.1.9) RÓTULA CONDUCTOR
Va situada en el extremo de la parte inferior del conductor, permitiendo la movilidad de este respecto a la placa oscilante superior.
- (A.1 10) GORRO
Situado en la parte superior de la cruceta, como protección del sistema completo.

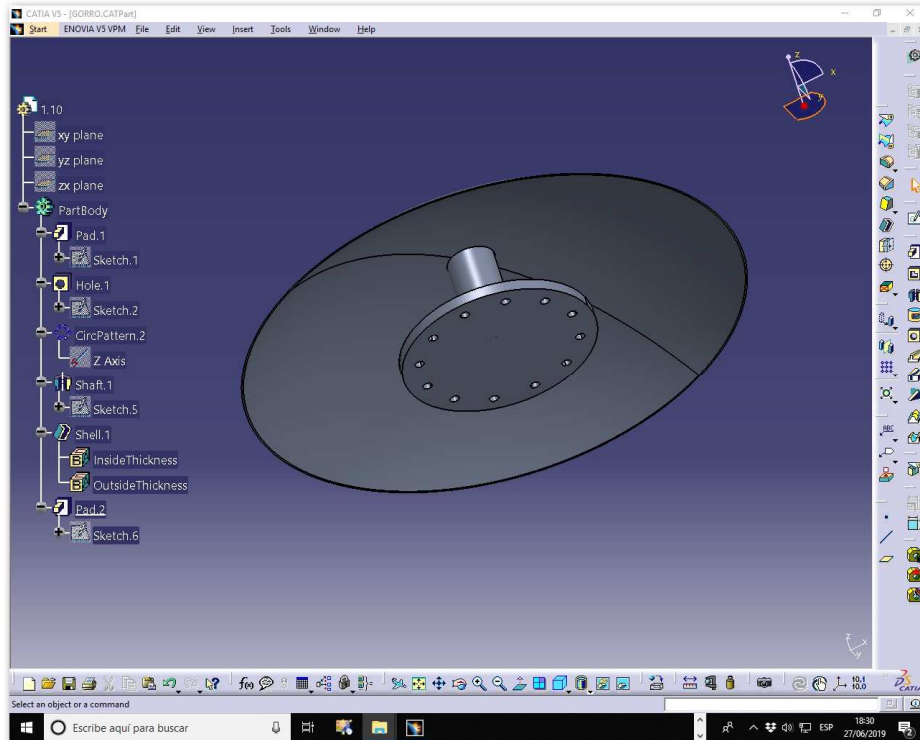


Figura 6.1.1.13 Gorro

- (A.1.11) EJE ROTOR PRINCIPAL
Se une a la parte inferior de la cruceta y mediante el mecanismo de transmisión, gira respecto a su eje longitudinal.

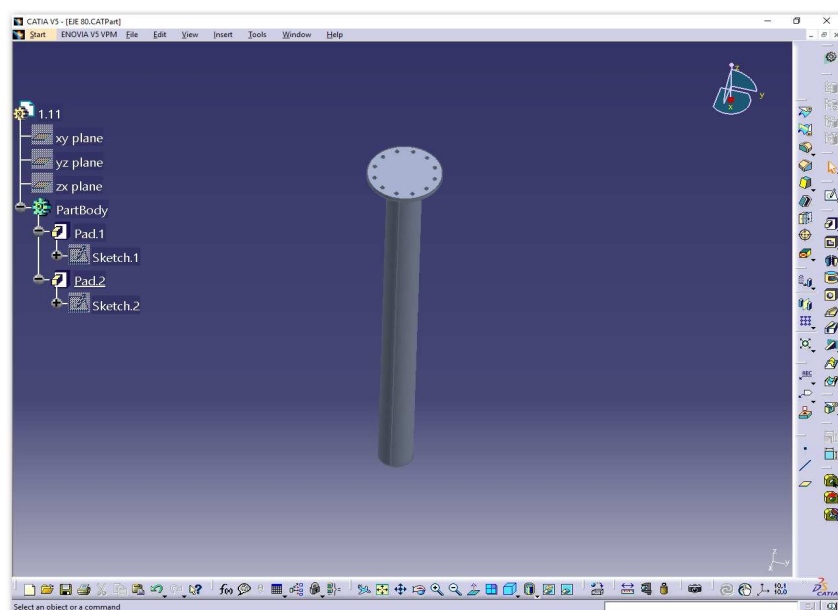


Figura A. 6.1.1.14 Eje rotor principal

▪ (A.1.12) TORNILLOS Y TUERCAS

Los tornillos se han diseñado dependiendo del tipo de eje del elemento de trabajo, se muestran en el montaje.

• MONTAJE

En ese apartado se muestra la unión de cada una de las piezas individuales, mediante sistema de unión con tornillos.

En la siguiente imagen aparece como se sitúan el gorro, la cruceta y el eje del rotor principal en el sistema. Se disponen de un total de 12 tornillos y 12 tuercas, que unen el gorro con la cruceta y de 12 tornillos y 12 tuercas en la parte inferior de la cruceta, para la sujeción con el eje.

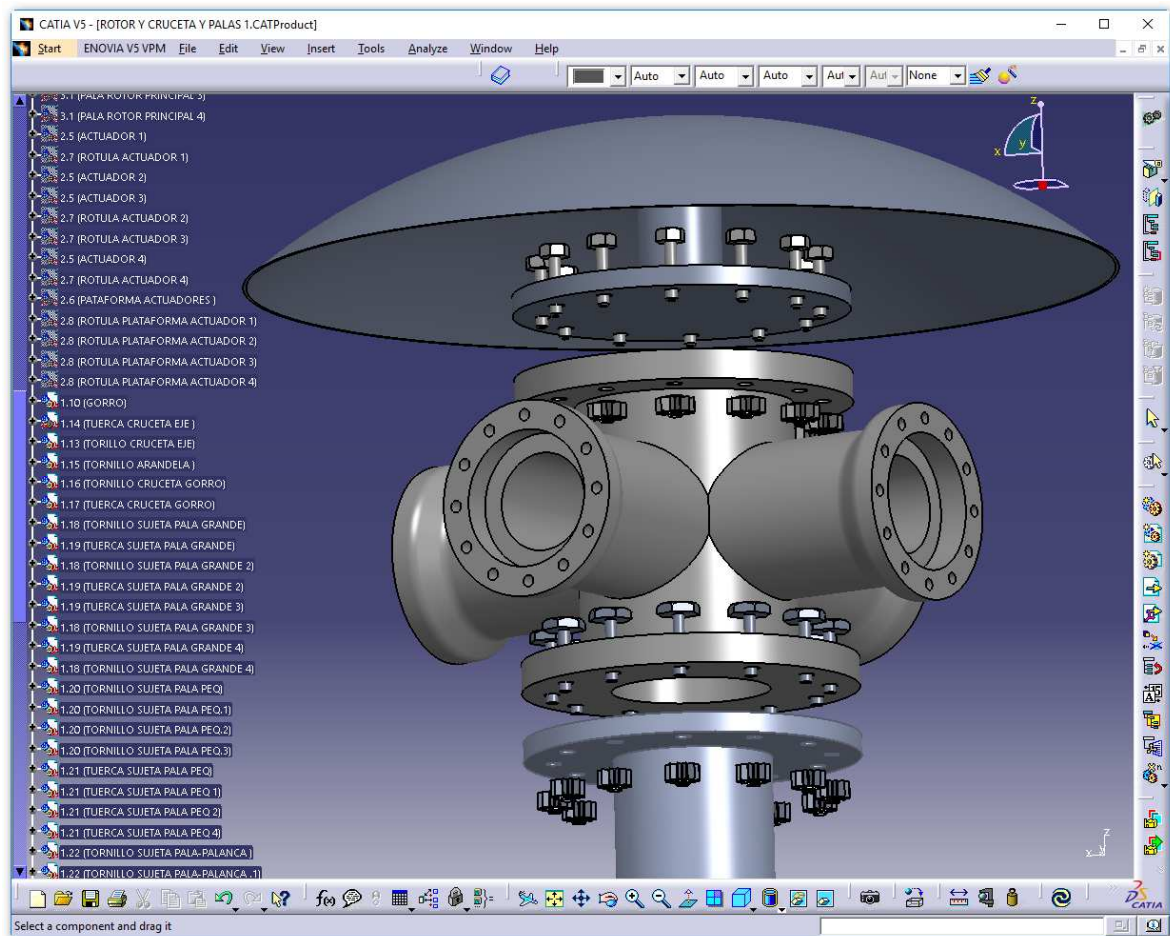


Figura 6.1.1.15 Unión de gorro –cruceta –eje.

En la imagen siguiente, se aprecia el montaje del rodamiento, la arandela y la sujeción de la pala. Estos se unen mediante 12 tornillos en la arandela y 3 tornillos y 2 tuercas en la sujeción de la pala.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

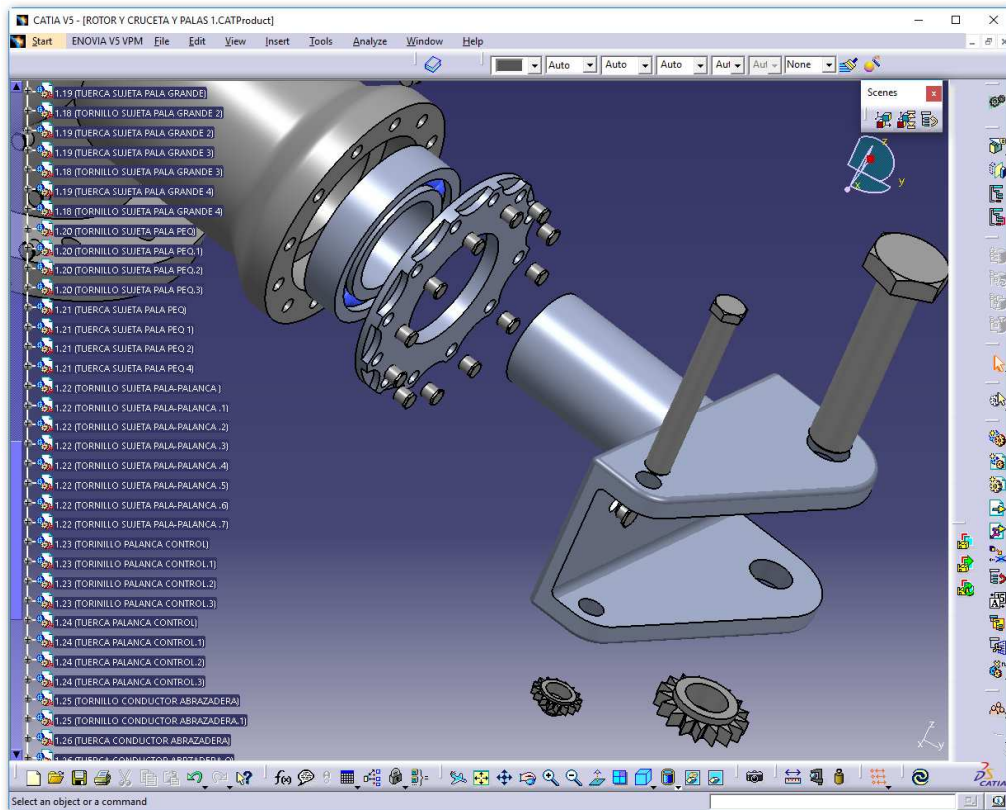


Figura 6.1.1.16 Unión de la sujeción de la pala

Seguidamente se muestra la unión de la palanca de control a la sujeción de la pala, mediante el uso de tornillos de especial grosor y la colocación de la barra de control en la palanca, con su rótula.

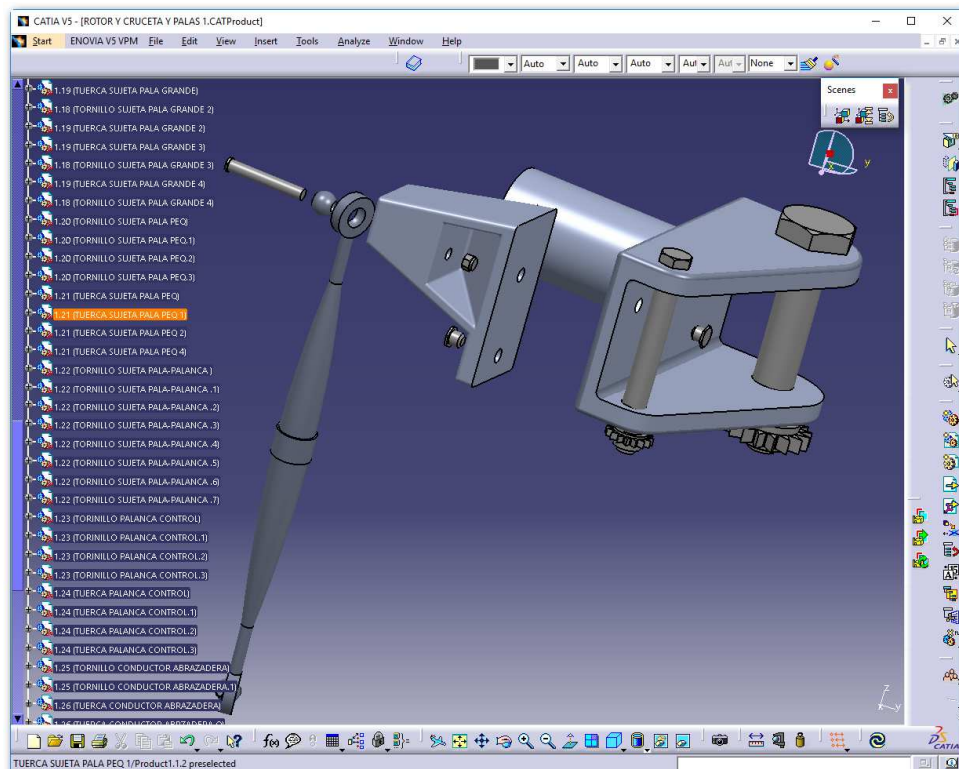


Figura 6.1.1.17 Unión barra y palanca control.

- ENSAMBLAJE

A continuación se muestra en varias imágenes el subsistema *A.1 Cabeza rotor principal* en su conjunto.

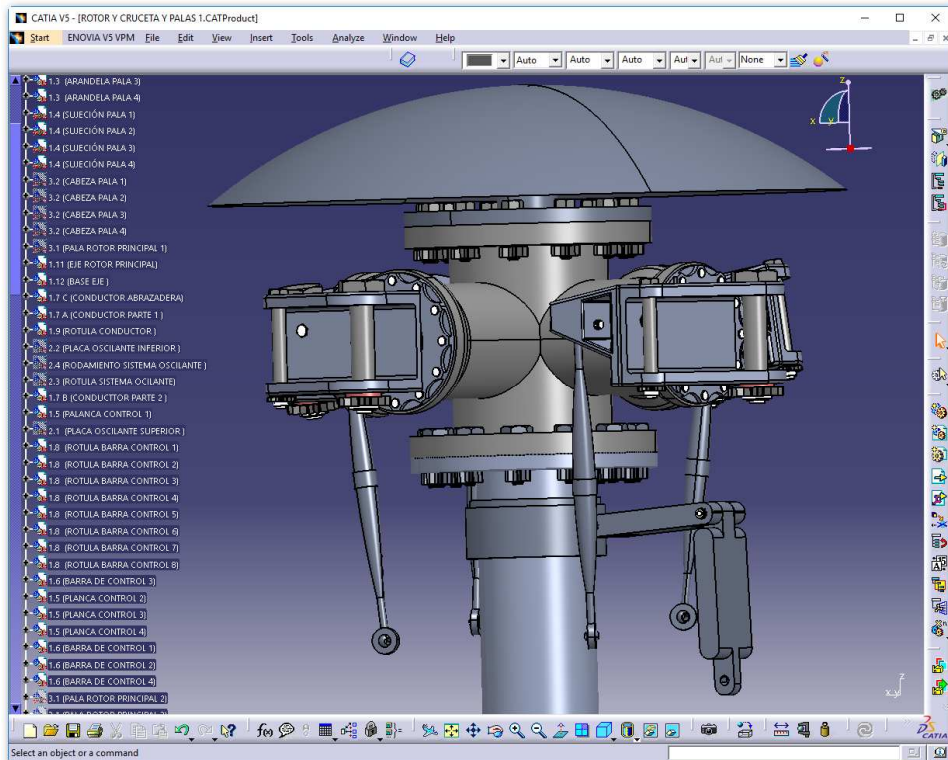


Figura 6.1.1.18 Conjunto cabeza rotor principal.

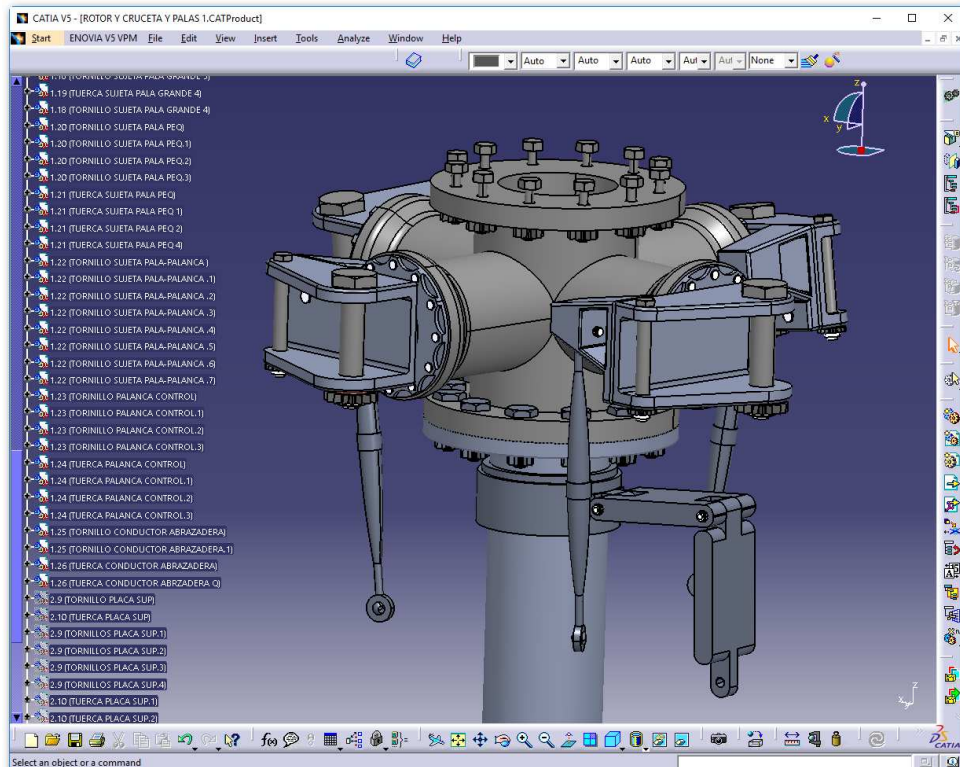


Figura 6.1.1.19 Conjunto cabeza rotor principal sin gorro.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

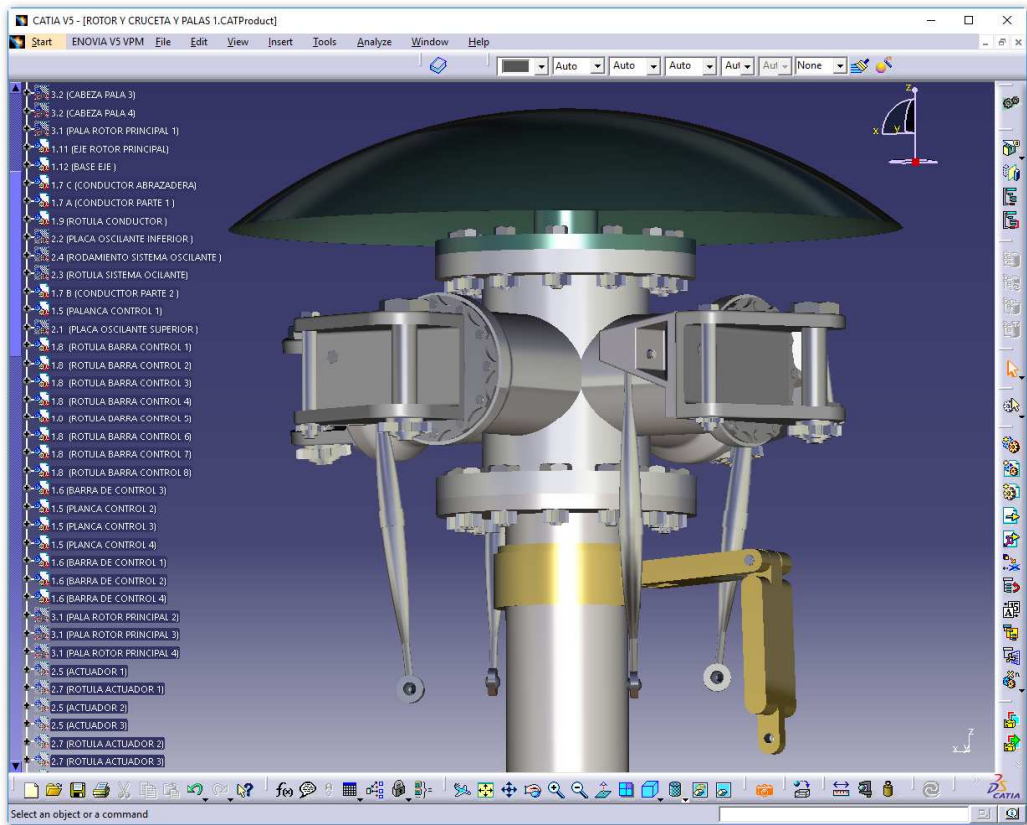


Figura 6.1.1.20 Conjunto cabeza rotor principal - material.

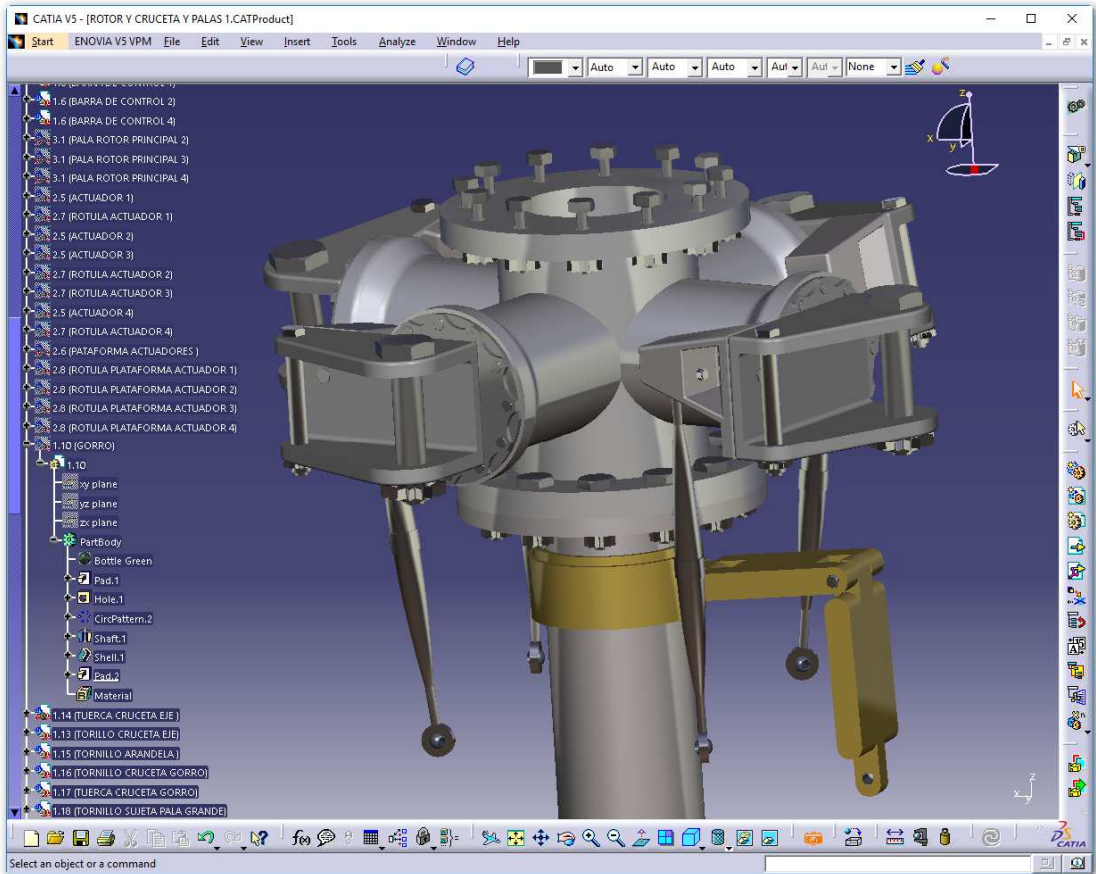


Figura 6.1.1.21 Conjunto cabeza rotor principal sin gorro - material.

6.1.2 (A.2) Sistema placa oscilante

El subsistema A.2 *Sistema Placa Oscilante*, se compone de dos placas, una rótula en su interior, rodamientos y actuadores. Este sistema es el encargado de transmitir el movimiento vertical a las barras de control.

- PIEZAS DEL SISTEMA

Se detallan a continuación las piezas individuales del sistema de placa oscilante

- (A.2.1) PLACA OSCILANTE SUPERIO

La placa superior se una al eje de rotor principal mediante el conductor, de forma que gira junto con el eje. En su interior se encuentra la rotula del sistema oscilante, permitiendo que la placa gire verticalmente, transmitiendo este movimiento a la barra de control correspondiente, consiguiendo así la variación del ángulo de ataque de las palas correspondientes, que dan lugar al control cíclico del helicóptero.

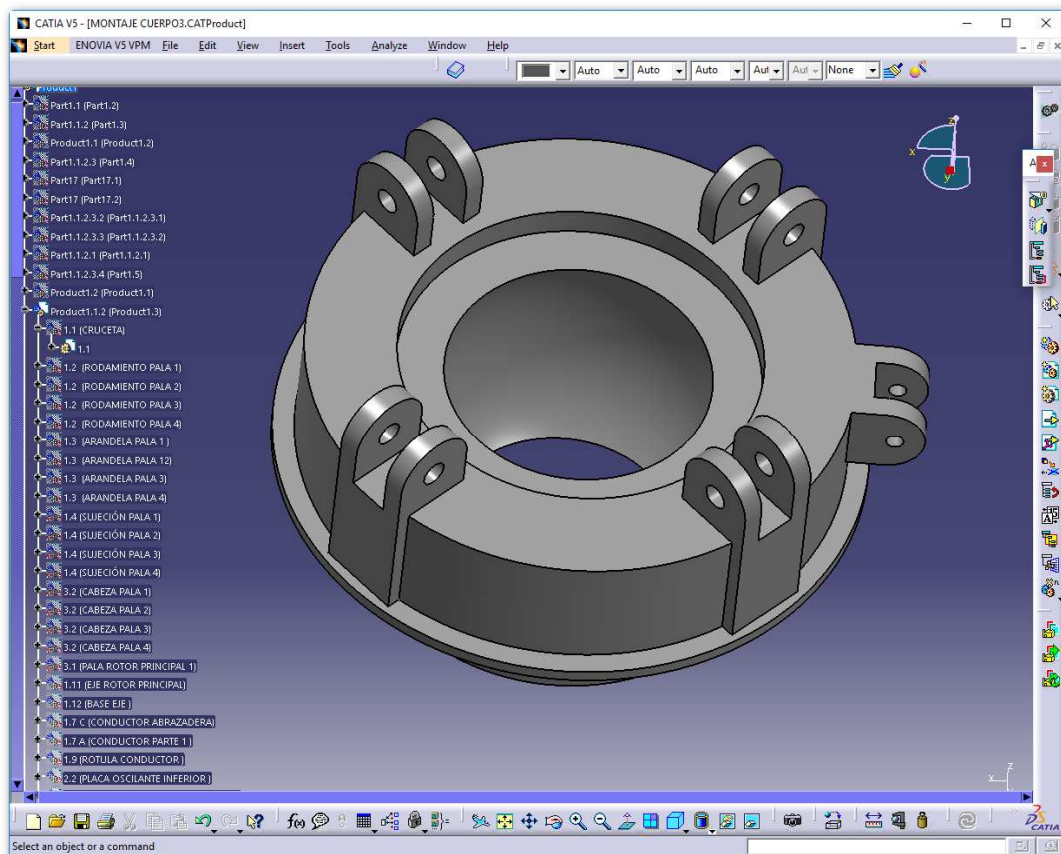


Figura 6.1.2.1 Placa oscilante superior.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

▪ (A.2.2) PLACA OSCILANTE INFERIOR

La placa inferior se une a la placa superior mediante un sistema de rodamientos. Con esto, se consigue que la placa superior gire alrededor del eje longitudinal del helicóptero, manteniéndose la placa oscilante inferior fija, sin giro con respecto al eje vertical.

La función de la placa inferior, es transmitir a la placa superior los movimientos mediante unas barras llamadas “actuadores”, que van unidos a ambas placas.

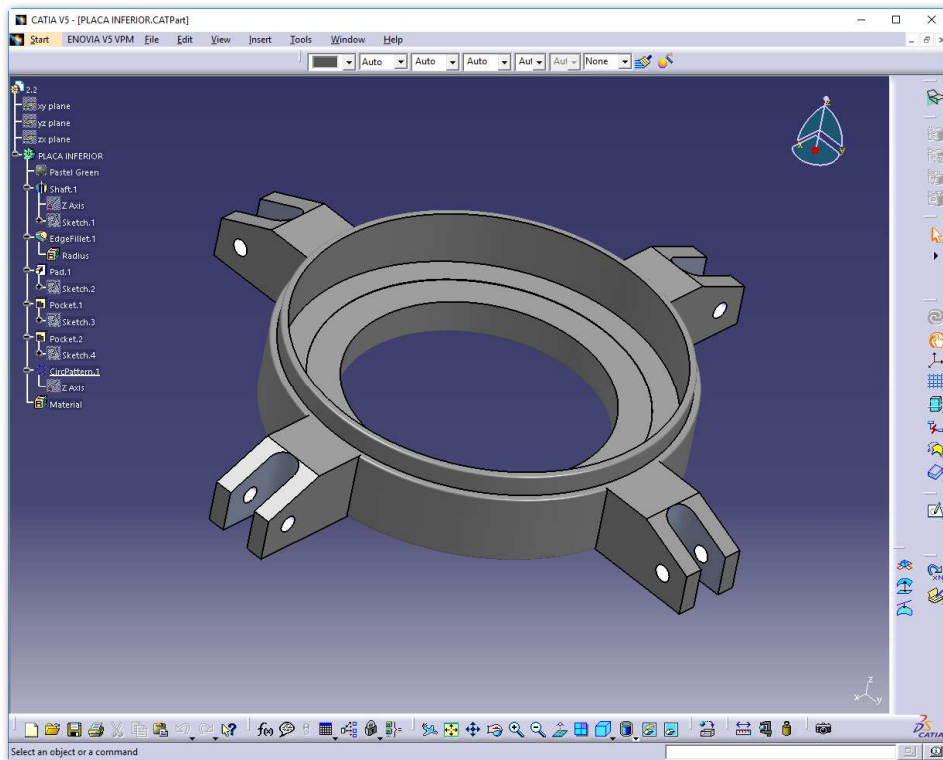


Figura 6.1.2.2 Placa oscilante inferior.

▪ (A.2.3) RÓTULA SISTEMA OSCILANTE

Rótula del sistema que permite el giro libre del subconjunto.

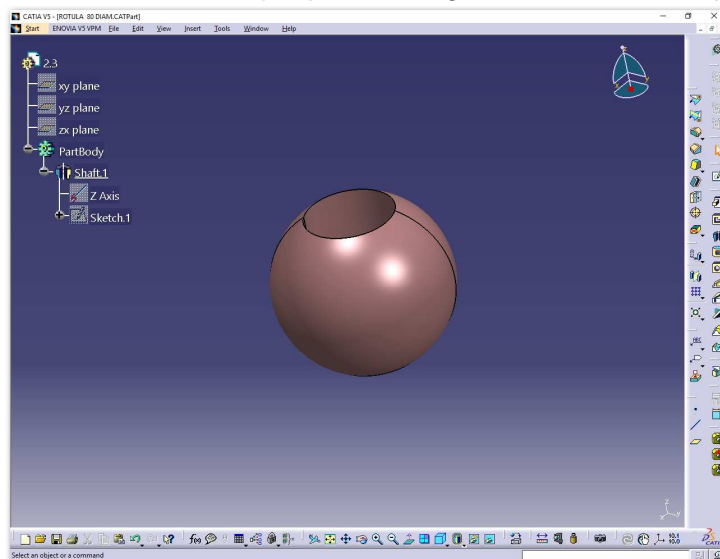


Figura 6.1.2.3 Rótula sistema placa oscilante.

- (A.2.4) RODAMIENTO SISTEMA OSCILANTE

Rodamiento cuya función es el giro de la placa oscilante superior junto con el eje. Se muestra en el montaje del subsistema.

- (A.2.5) ACTUADOR

Barras que van unidas a la placa inferior y que transmiten movimiento vertical.

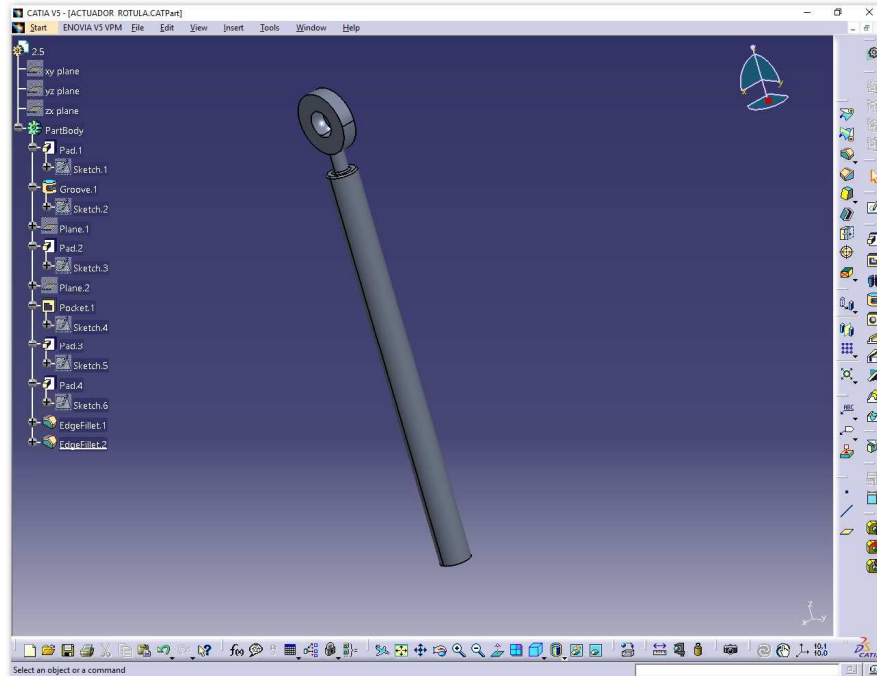


Figura 6.1.2.4 Actuador.

- (A.2.6) PLATADORMA ACTUADORES

Su función es la sujeción de los cuatro actuadores.

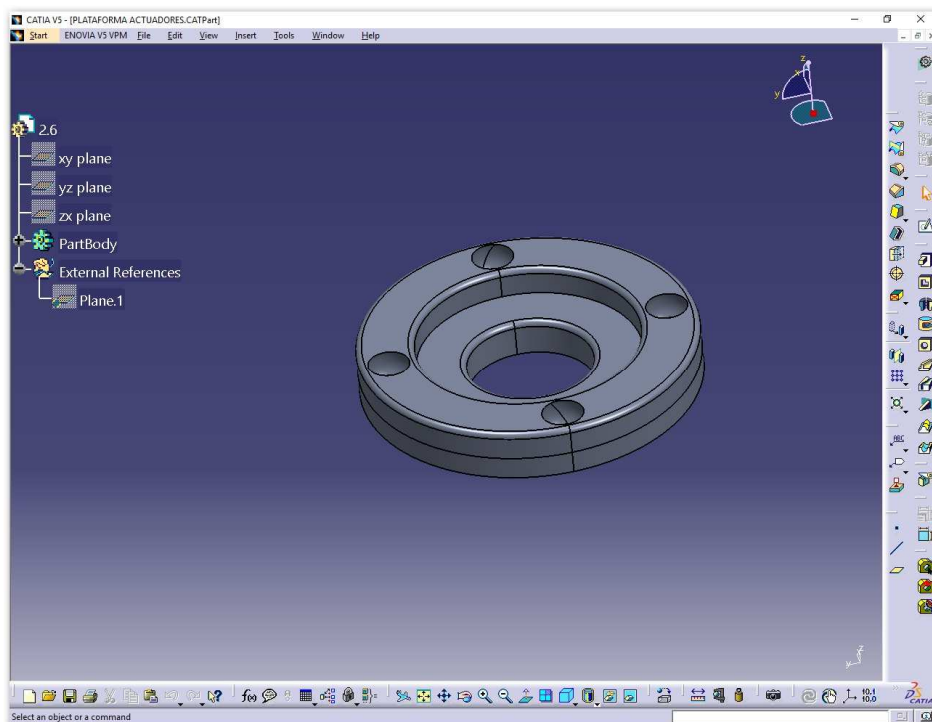


Figura 6.1.2.5 Plataforma actuadores.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- (A.2.7) RÓTULA ACTUADOR – PLACA
Cada actuador se une a la placa inferior con una rótula que permite su giro, para que el movimiento sea posible.
Se muestra en el montaje del subsistema.
- (A.2.8) RÓTULA PLATAFORMA ACTUADOR
Cada actuador se une a la plataforma con una rótula que su giro, para que el movimiento sea posible.
Se muestra en el montaje del subsistema.
- (A.2.9) TORNILLOS Y TUERCAS
Los tornillos se han diseñado dependiendo del tipo de eje del elemento de trabajo.
Se muestran en el ensamblaje del subsistema.
- MONTAJE SISTEMA PLACA OSCILANTE
La siguiente imagen se aprecia como los elementos de este subsistema se acoplan.
Se ha tenido en cuenta los tornillos y tuercas que unen las barras de control con la placa superior, que son un total de 4. Así como los que unen los actuadores con la placa inferior, coincidiendo en el número. Para cada una de estas uniones nombradas, se dispone de una rótula, teniendo un total de 8 rótulas en este subsistema.

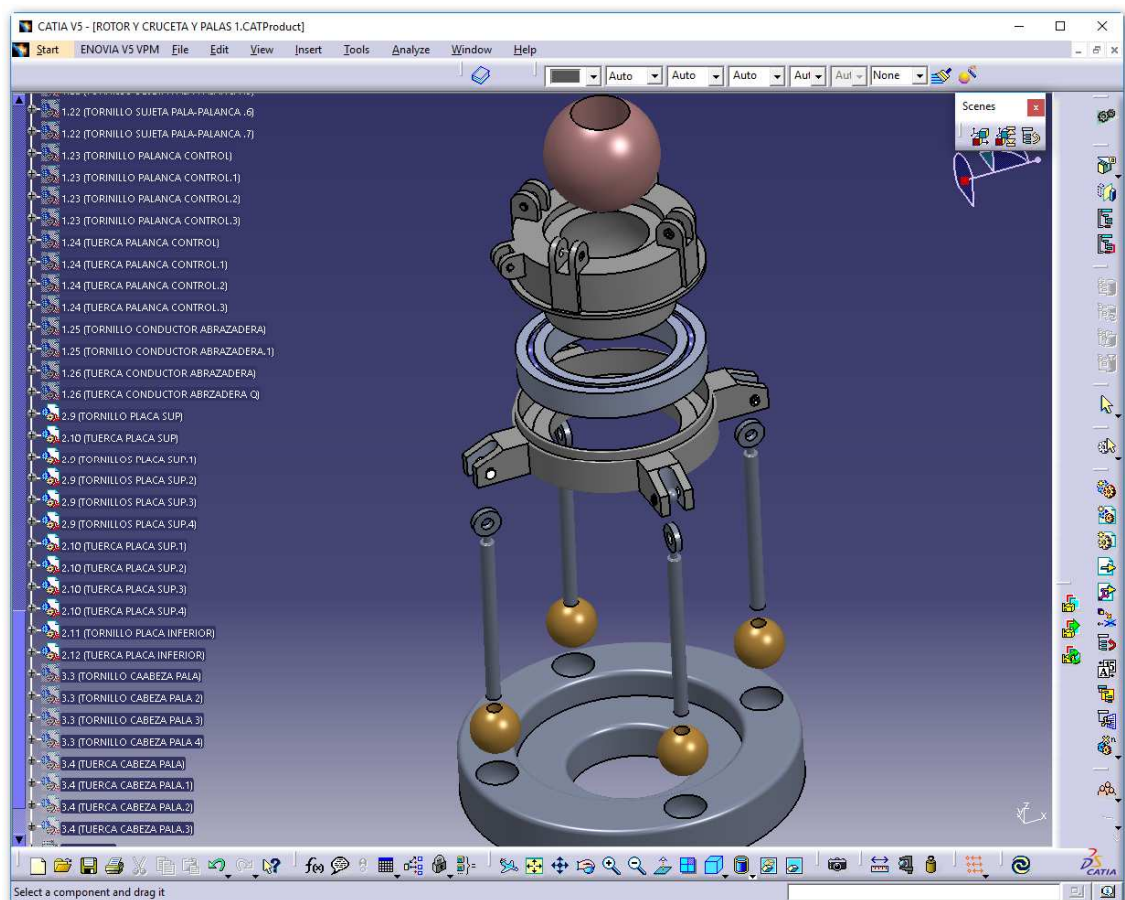


Figura 6.1.2.6 Montaje sistema de placa oscilante.

- ENSAMBLAJE SISTEMA PLACA OSCILANTE
A continuación se muestra en subsistema en su conjunto.

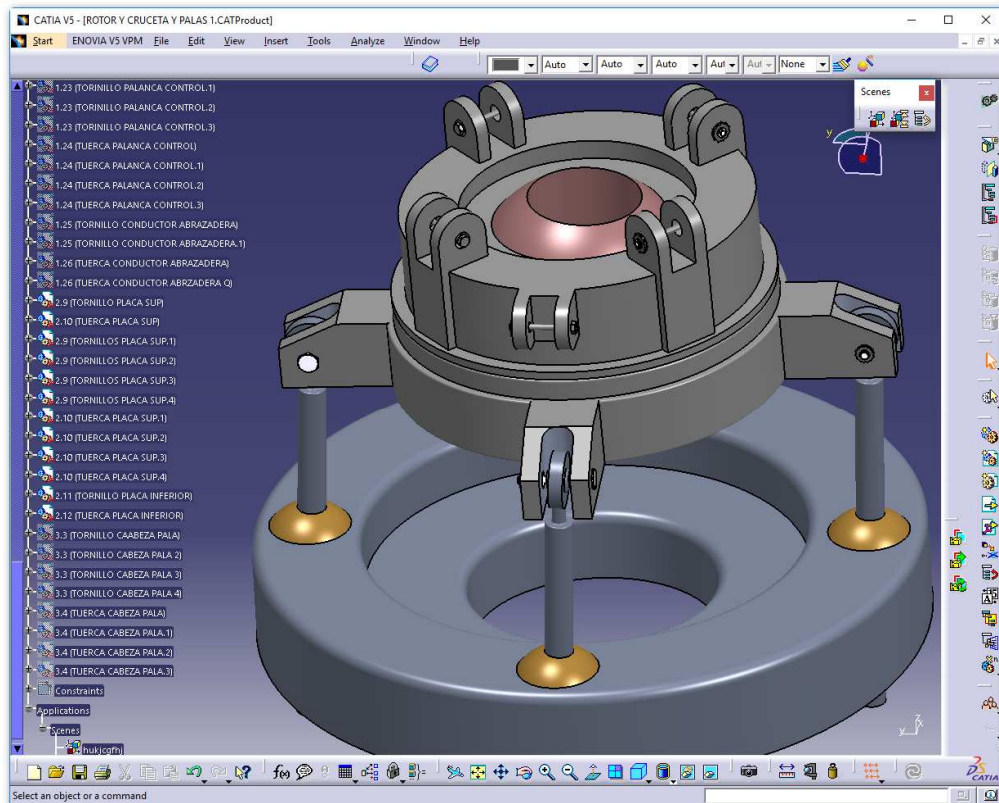


Figura 6.1.2.7 Conjunto sistema placa oscilante.

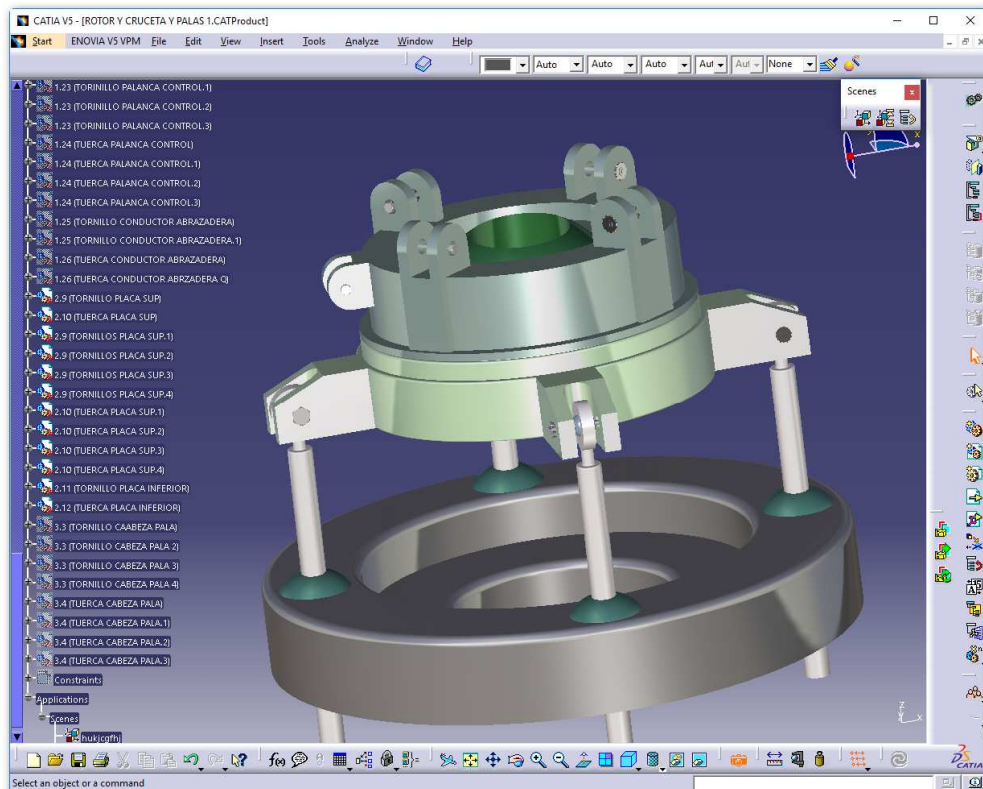


Figura 6.1.2.8 Conjunto sistema placa oscilante – material 1.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

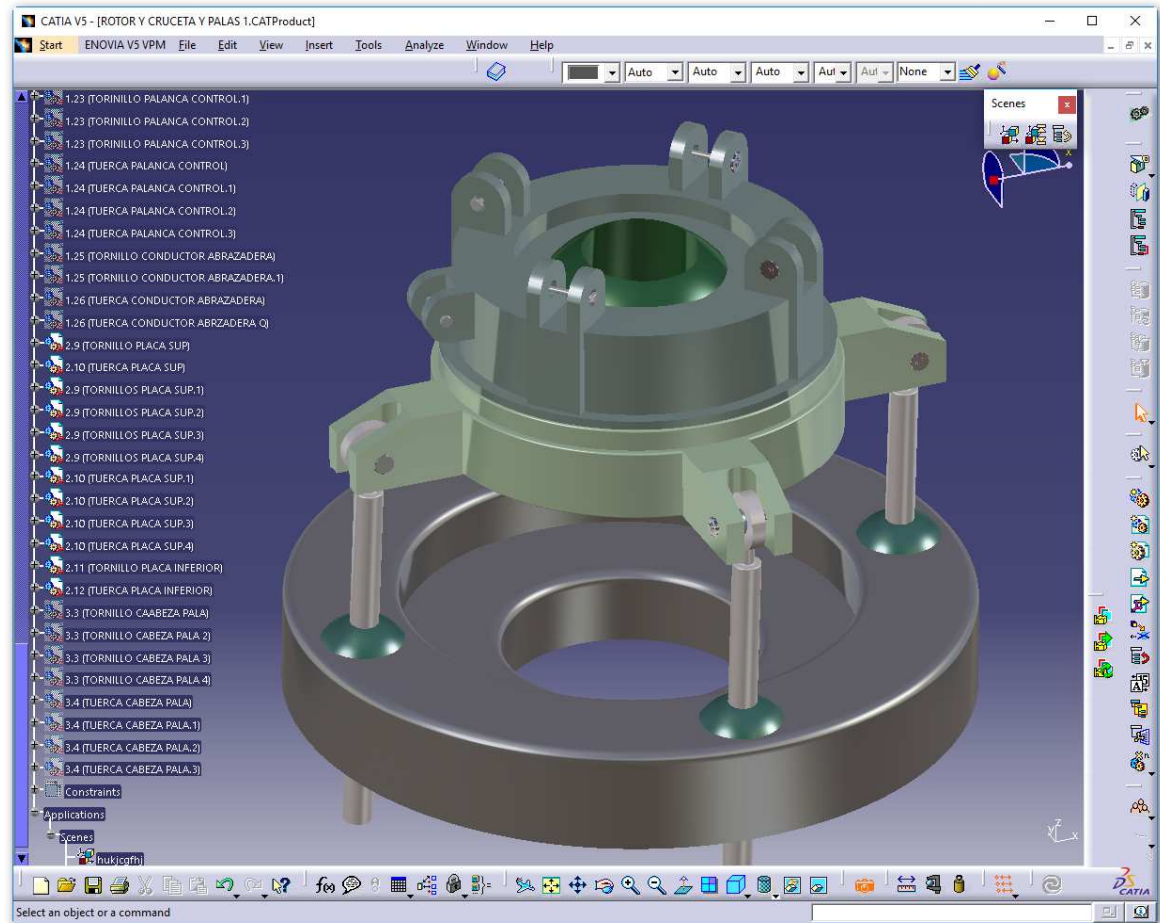


Figura 6.1.2.9 Conjunto sistema placa oscilante – material 2.

6.1.3 (A.3) Palas del Rotor Principal

En este apartado se detallan las partes de las palas del rotor principal.

- **PIEZAS DEL SISTEMA**

A continuación se muestran cada una de las piezas individuales que forman el sistema de las palas del rotor principal.

- **(A.3.1) PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL**

Se han diseñado con el perfil aerodinámico, para que se genere la sustentación, una vez comience el giro de las palas del rotor.

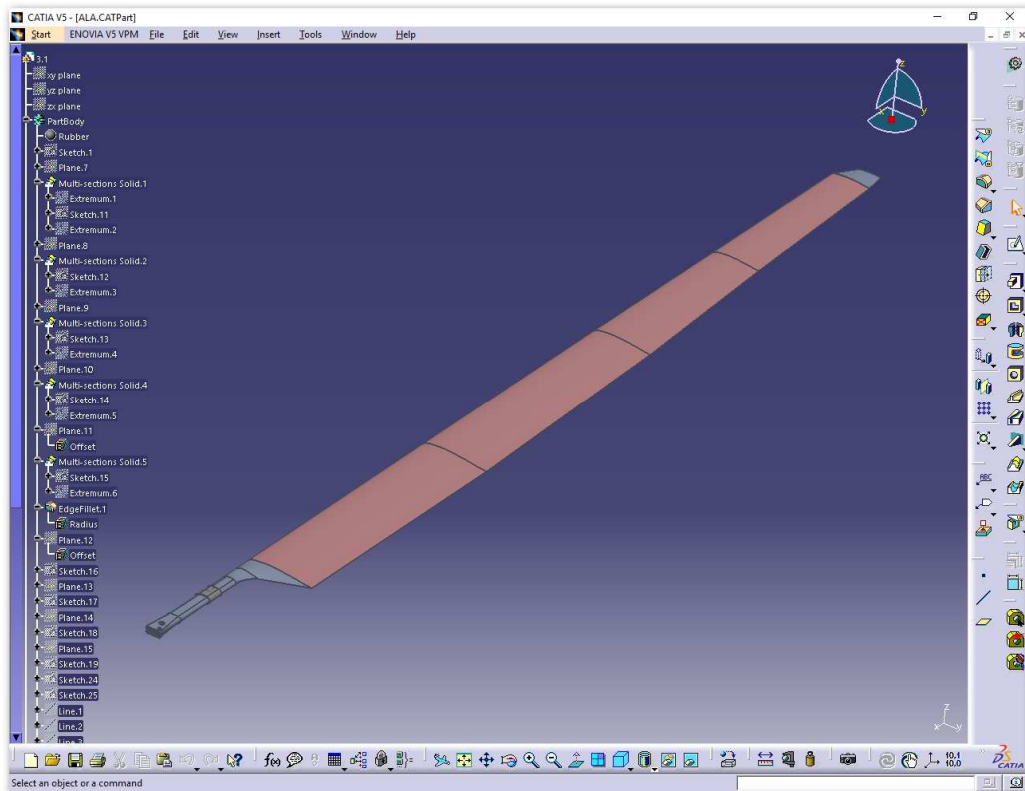


Figura 6.1.3.1 Palas del rotor principal

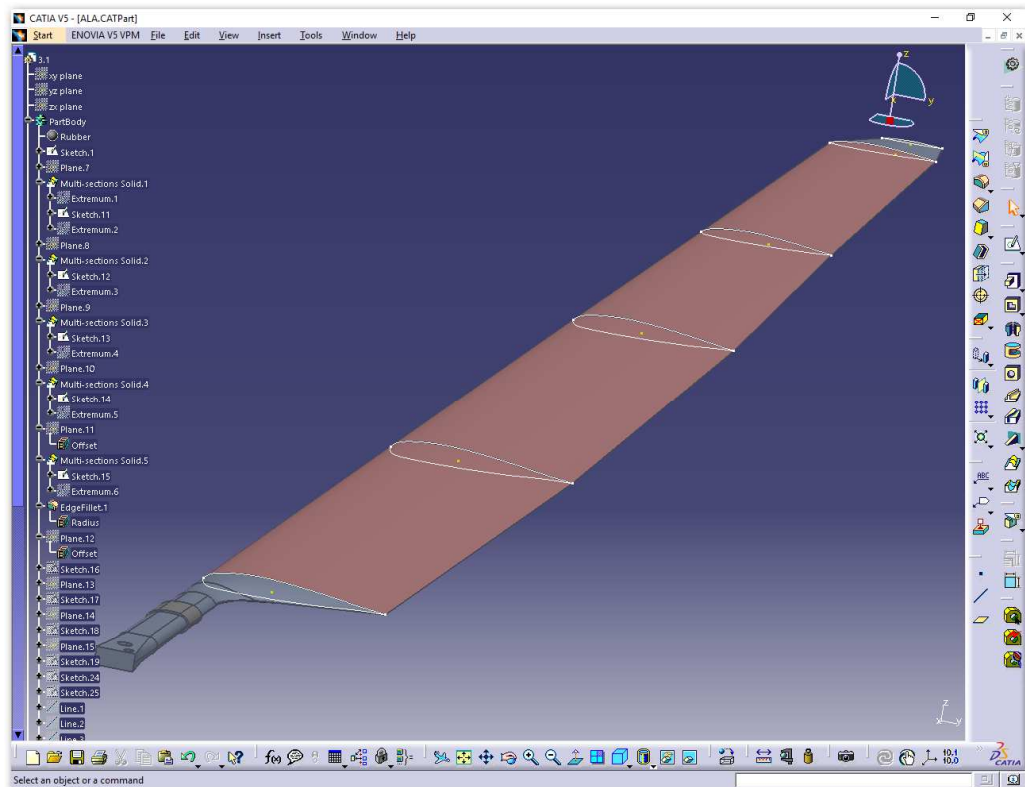


Figura 6.1.3.2 Perfil aerodinámico de las palas del rotor.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- (A.3.2) CABEZA PALAS ROTOR PRINCIPAL

Las palas van sujetas a la cabeza del rotor principal mediante el elemento de la imagen (cabeza de la pala). A su vez, la cabeza va unida al elemento A.1.4

Sujeción de pala.

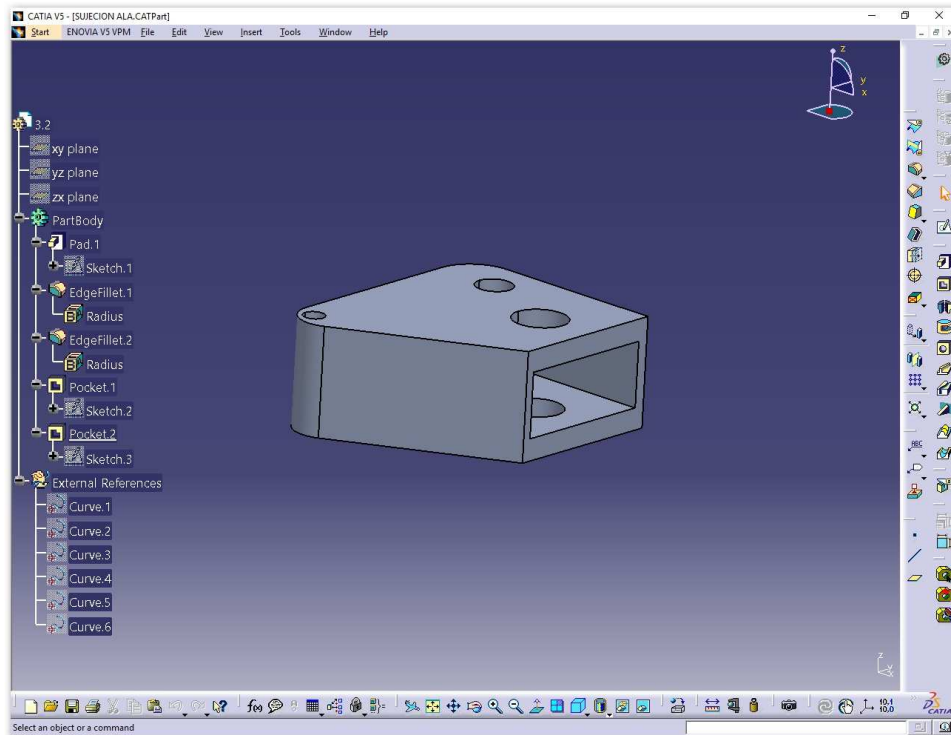


Figura 6.1.3.3 Cabeza pala.

- TORNILLO Y TUERCA

Se han diseñado acorde con el eje del elemento de trabajo y se detallan en el montaje.

- MONTAJE

A continuación, se muestran la unión de la pala a la cabeza mediante el uso de un tornillo y su correspondiente tuerca.

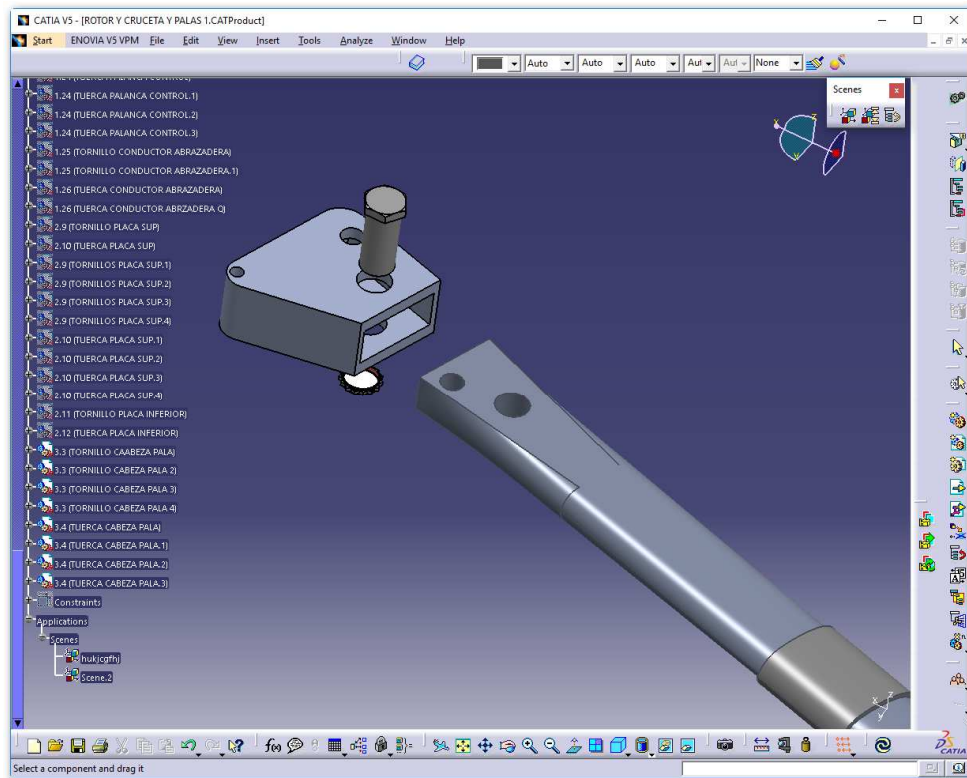


Figura 6.1.3.4 Unión elementos de la pala.

- Ensamblaje

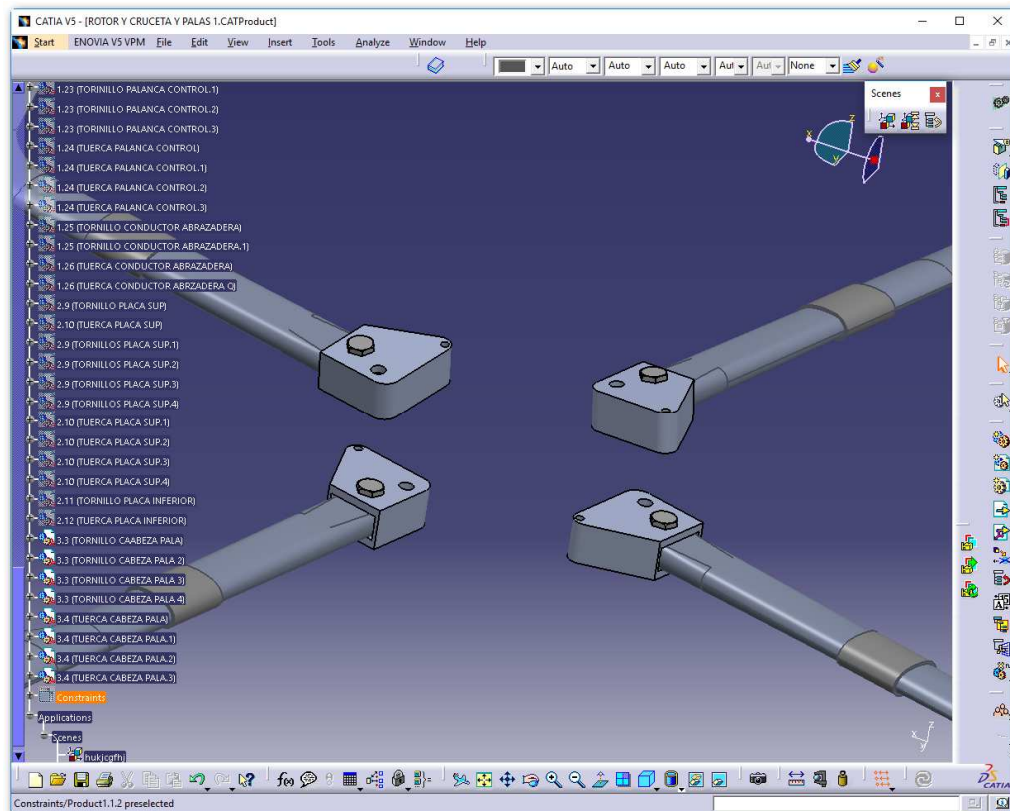


Figura 6.1.3.5 Conjunto palas.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

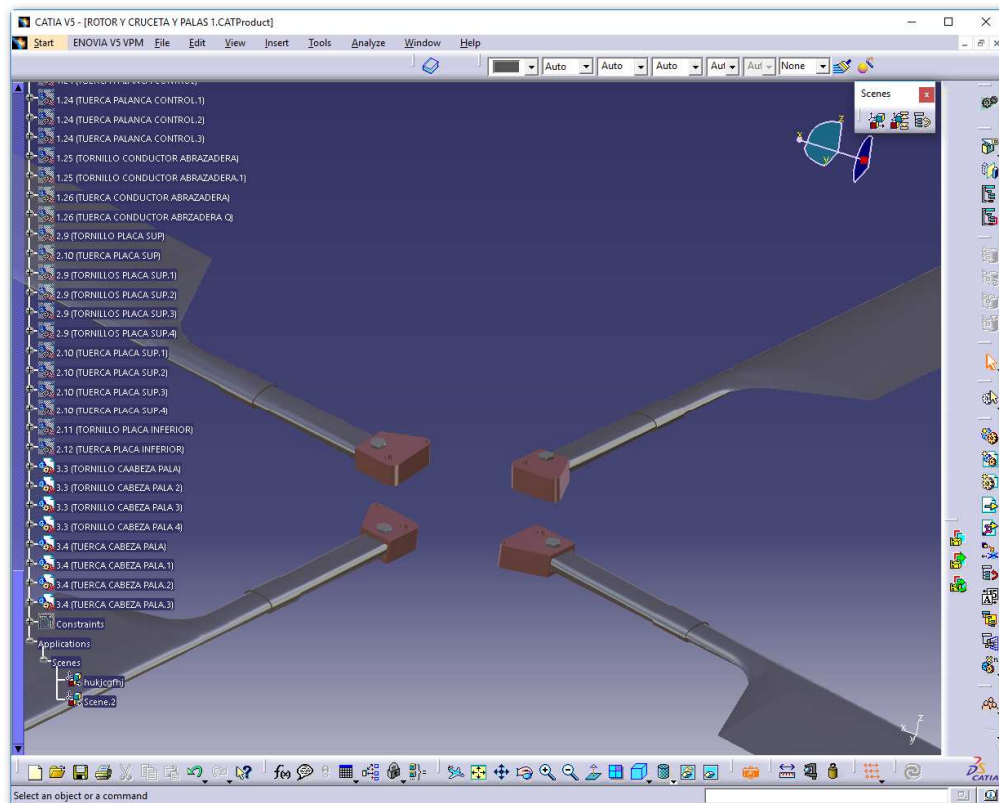


Figura 6.1.3.6 Conjunto palas - material.

6.1.4 (A.4) Sistema de Transmisión del Roto Principal

El mecanismo de transmisión del proyecto consta del motor de turbina, que trasmite el giro de su eje a una par de engranajes, consiguiendo el giro del eje del rotor principal.

- PIEZAS
 - (A.4.1) TURBINA

Es el motor del helicóptero, mediante el cual se consigue el giro del eje principal.

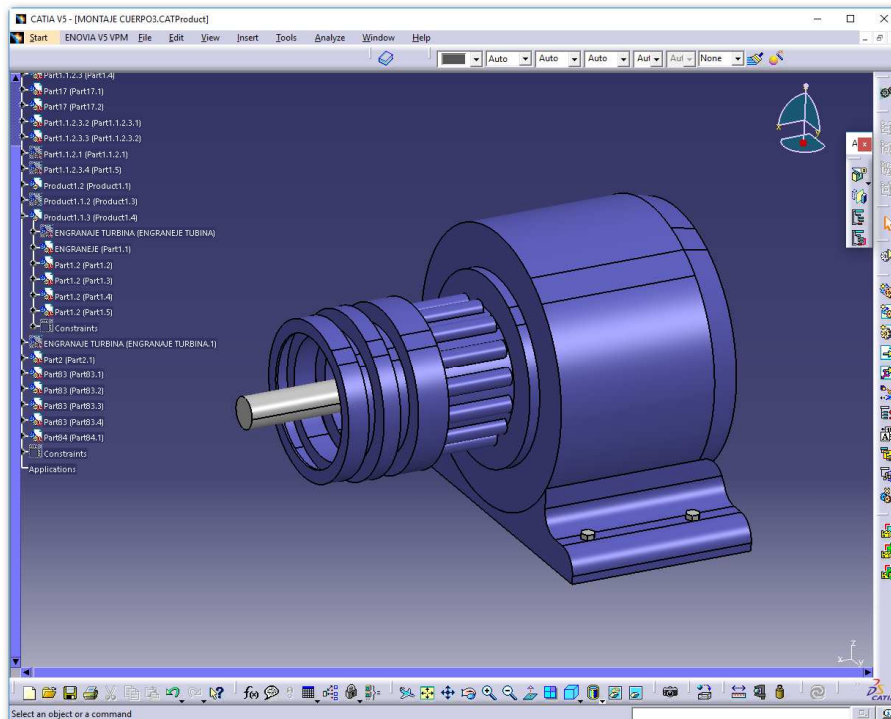


Figura 6.1.4.1 Turbina

- (A.4.2) ENGRANAJE DE TRANSMISIÓN DE LA TURBINA

Este engranaje es solidario con el eje de la turbina, de forma que giran en conjunto.

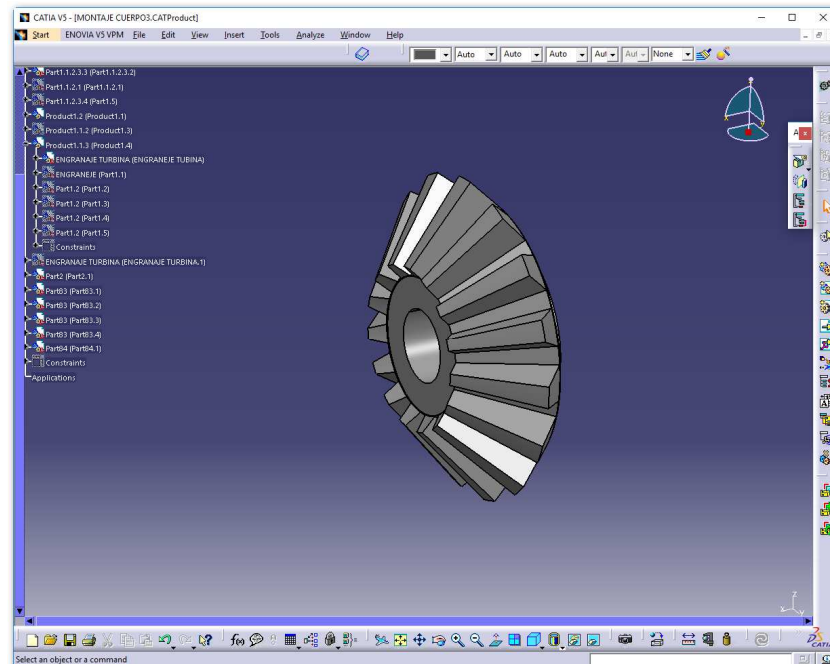


Figura 6.1.4.2 Engranaje turbina.

- (A.4.3) ENGRANAJE DE TRANSMISIÓN DEL EJE DEL ROTOR PRINCIPAL
Engranaje solidario al eje del rotor principal.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

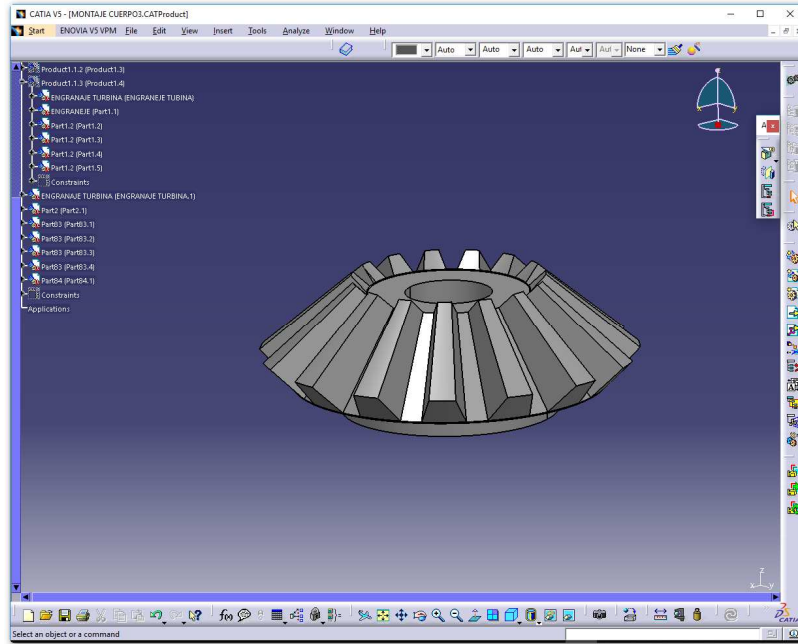


Figura 6.1.4.3 Engranaje eje rotor principal.

- ENSAMBLAJE

Se pasa directamente a mostrar el conjunto de este subsistema en la siguiente imagen.

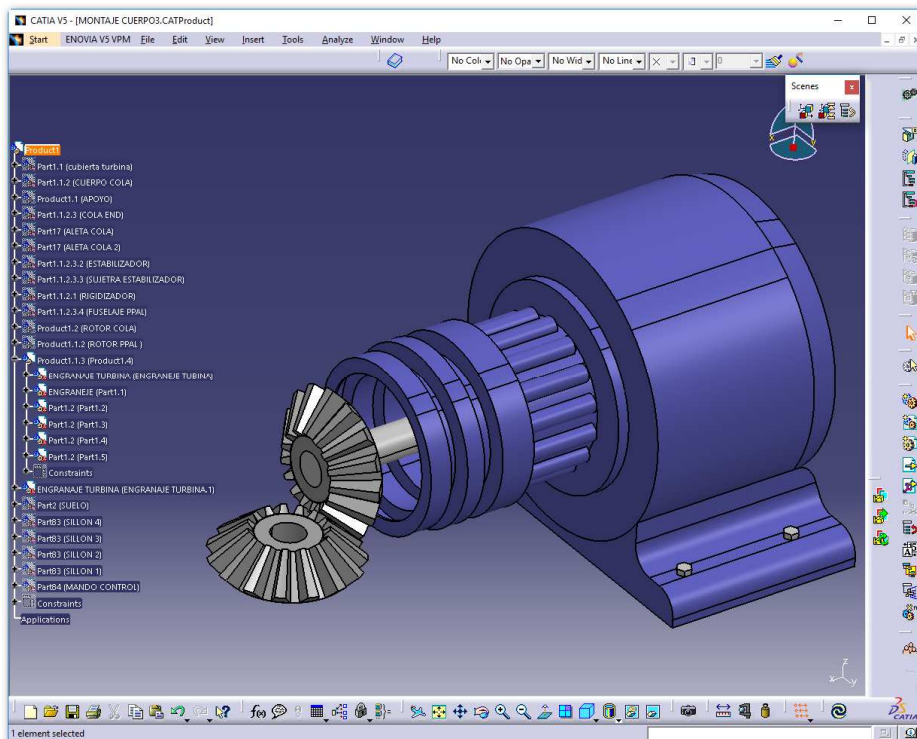


Figura 6.1.4.4 Conjunto del mecanismo de transmisión del rotor principal.

6.1.5 Montaje del Sistema del Rotor Principal

Una vez descrito cada subsistema del rotor principal, se procedemos a mostrar el ensamblaje del sistema A.

6.1.6 Ensamblaje del Sistema del Rotor Principal

A continuación se detalla el conjunto de este sistema a través distintas imágenes.

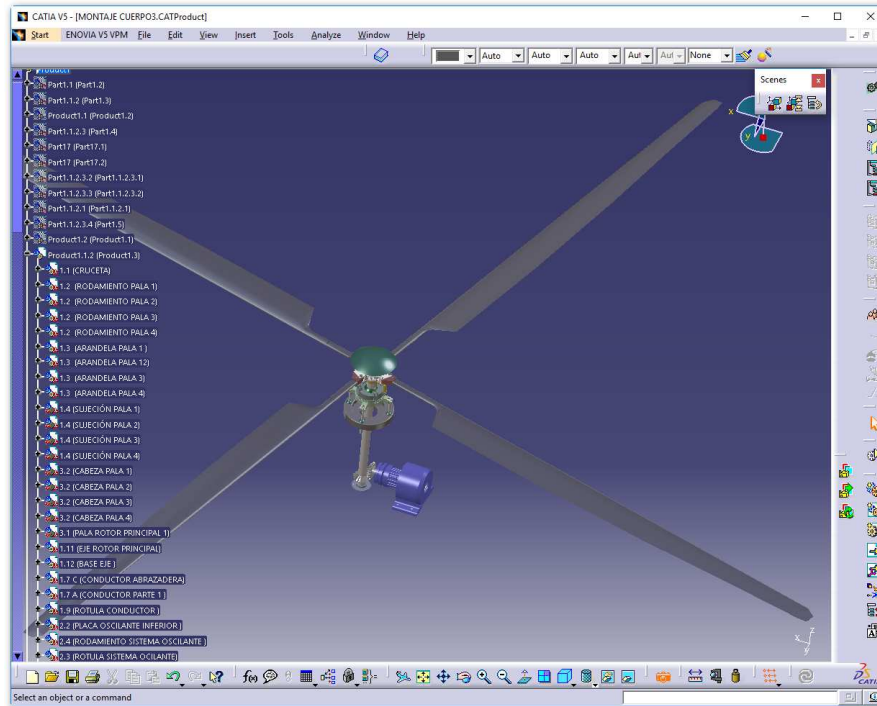


Figura 6.1.6.1 Sistema A. Sistema Rotor Principal



Figura 6.1.6.2 Sistema A. Sistema Rotor Principal 1

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

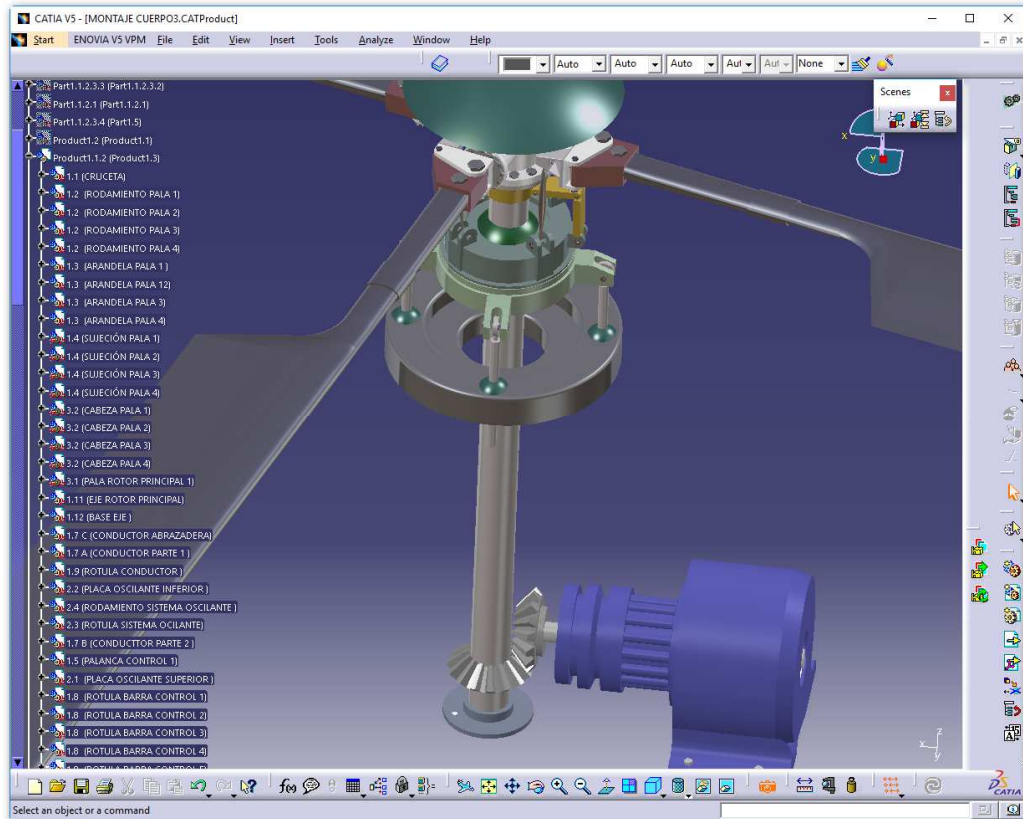


Figura 6.1.6.3 Sistema A. Sistema Rotor Principal 2

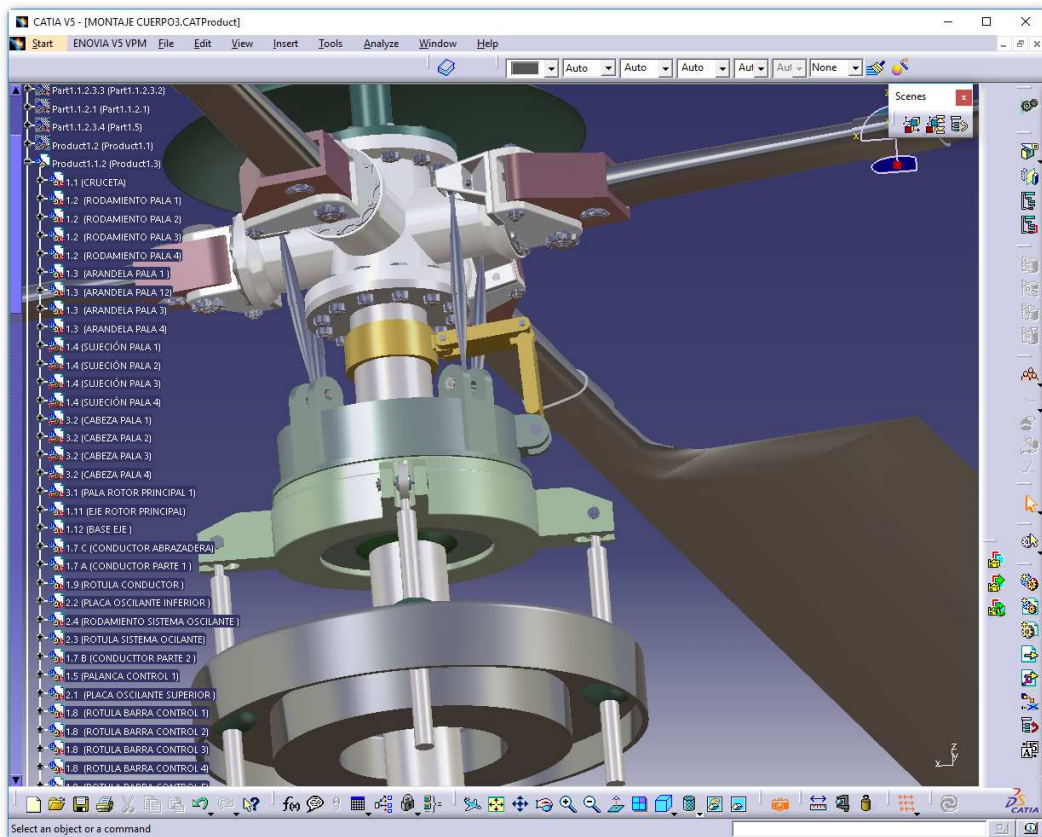


Figura 6.1.6.4 Sistema A. Sistema Rotor Principal 3

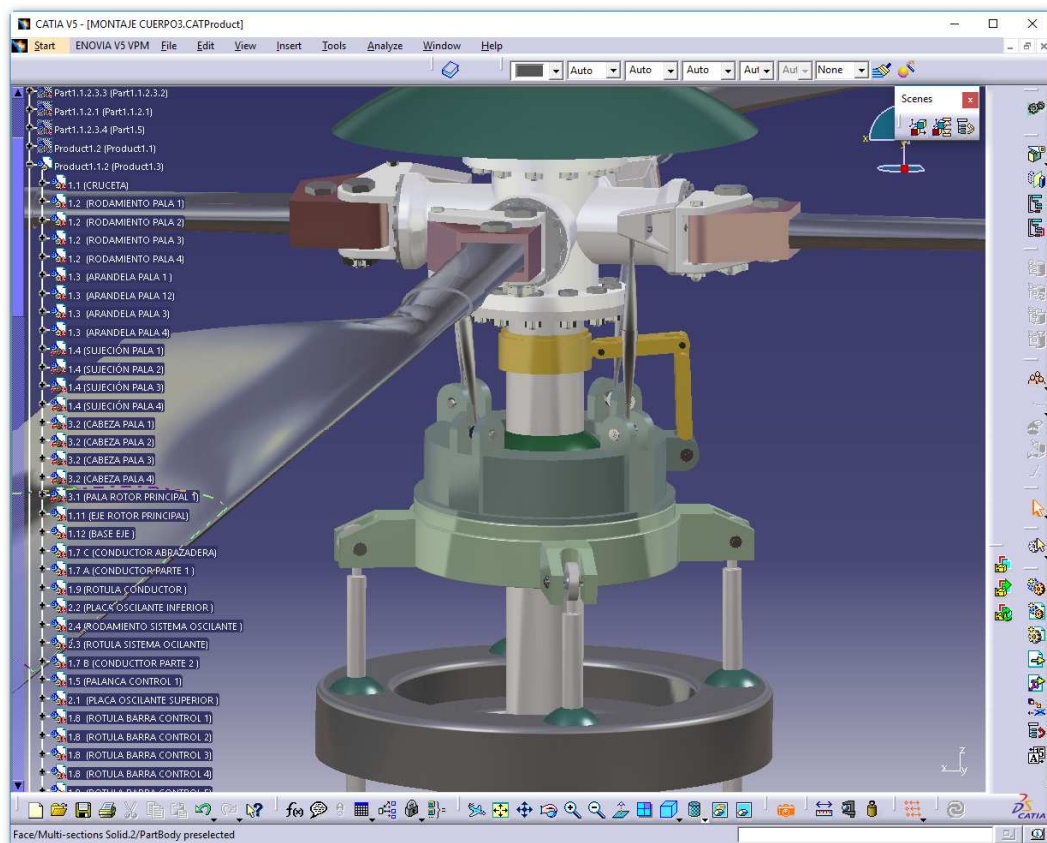


Figura 6.1.6.5 Sistema A. Sistema Rotor Principal 4

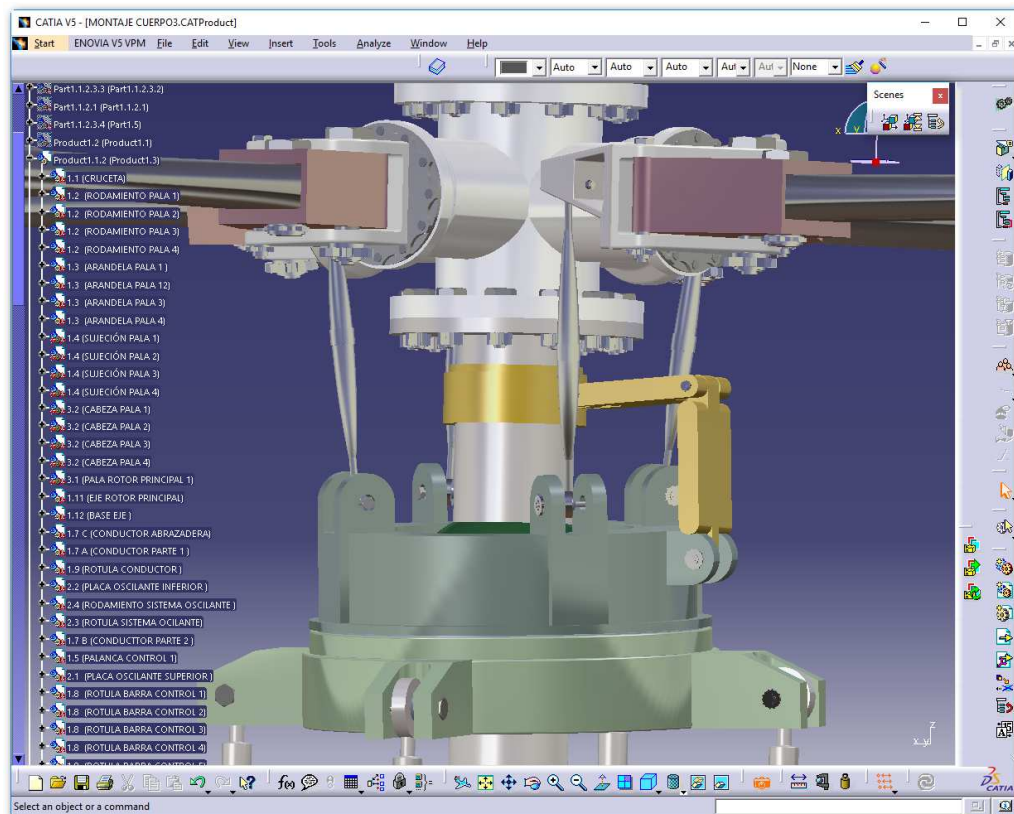


Figura 6.1.6.6 Sistema A. Sistema Rotor Principal 5.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

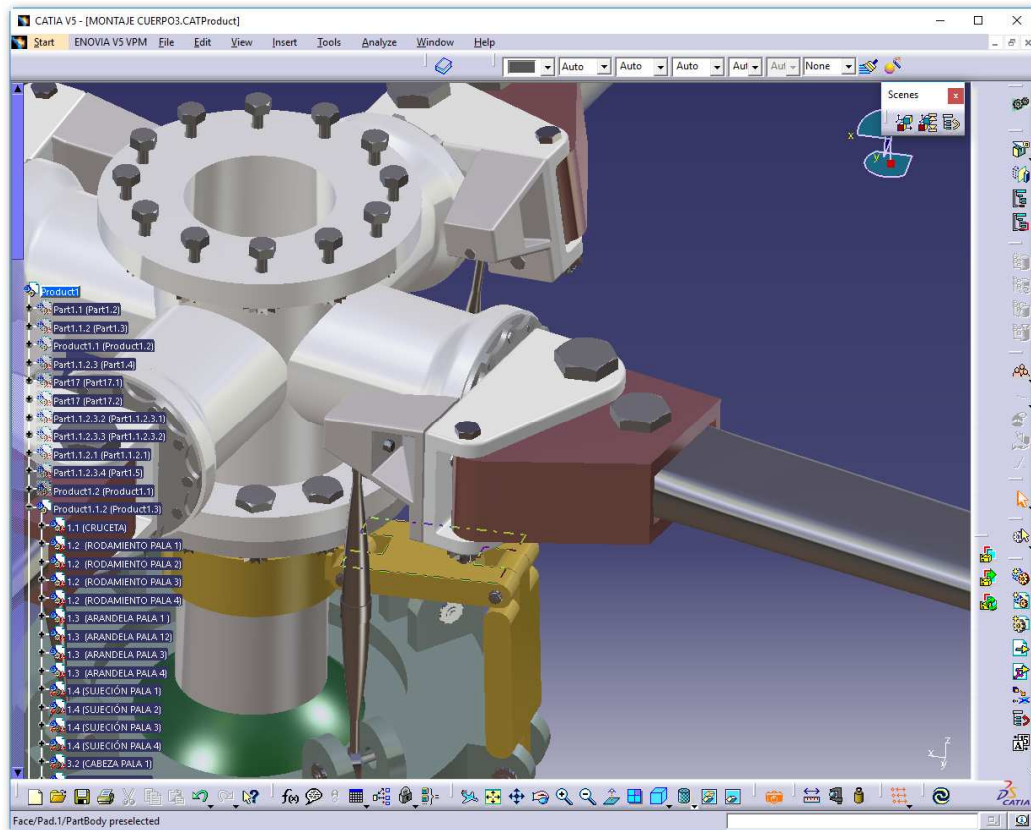


Figura 6.1.6.7 Sistema A. Sistema Rotor Principal 6.

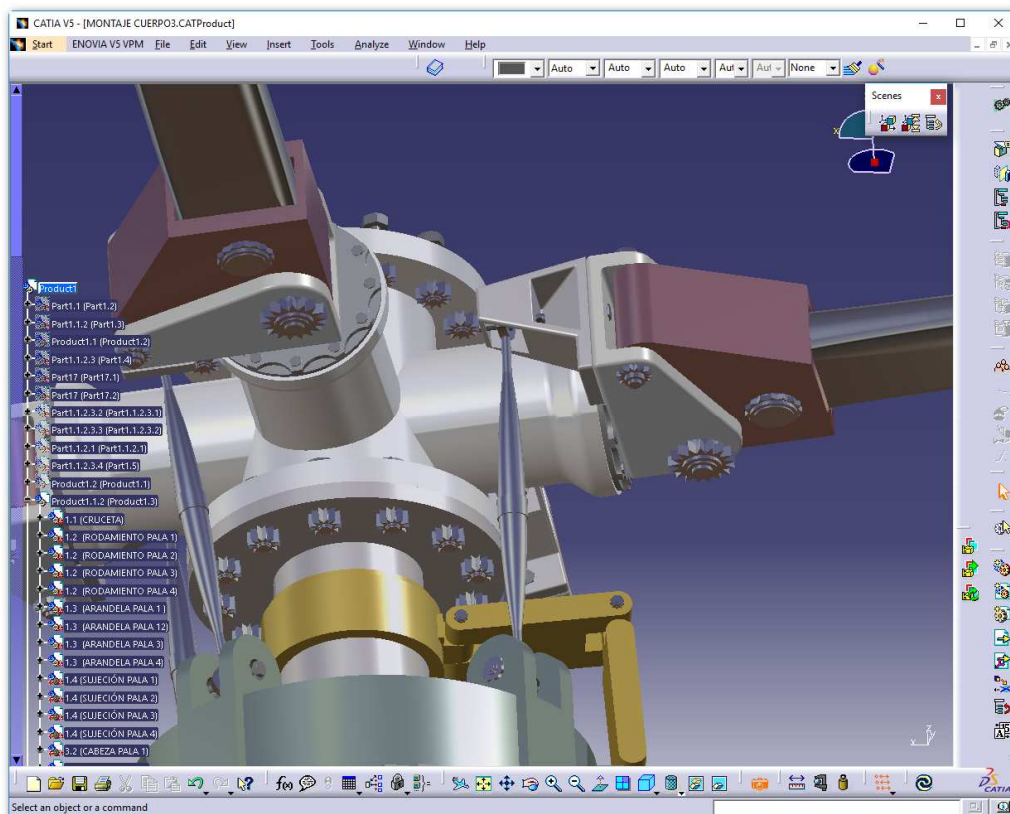


Figura 6.1.6.8 Sistema A. Sistema Rotor Principal 7.

6.2 (B) CUERPO

En el sistema del cuerpo se ha diseñado el fuselaje del helicóptero, algunos de los elementos del interior de la cabina y el sistema de apoyo. A continuación se muestra el detalle los subsistemas.

6.2.1 (B.1) Apoyo

Su función es dar apoyo al helicóptero en el suelo y consta de las siguientes piezas.

- PIEZAS DEL SISTEMA

- (B.1.1) SUJECIÓN

Es el elemento de unión del apoyo al fuselaje del helicóptero. Se ha dispuesto de dos elementos de sujeción, una para cada pata. Se han diseñado de forma que se adaptan a la superficie del fuselaje.

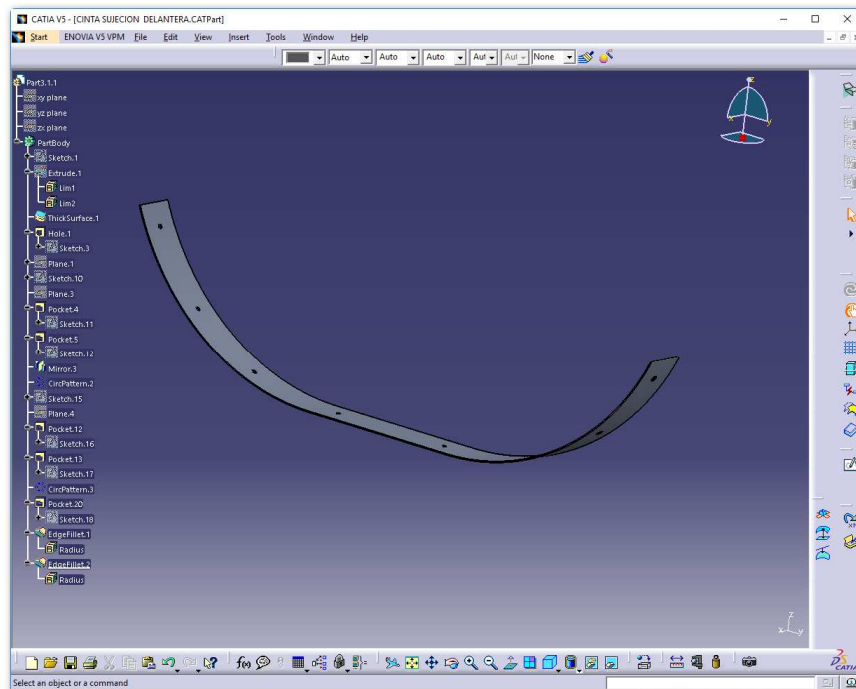


Figura 6.2.1.1 Cinta de sujeción delantera

- (B.1.2) SUJECIÓN TRASERA

Similar a la delantera, pero adaptada a la forma del fuselaje correspondiente.

- (B.1.3) PATAS DELANTERAS

Elemento de unión entre las sujeciones y los skis sobre los que se va apoyar el helicóptero.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

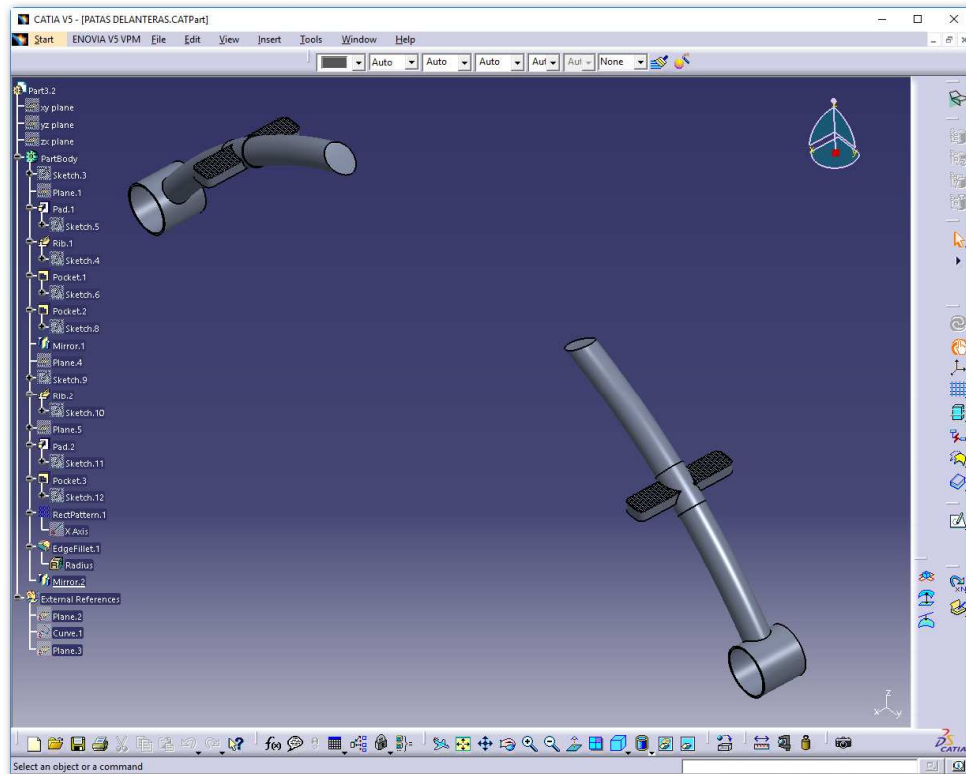


Figura 6.2.1.2 Patas delanteras.

- (B.1.4) PATAS TRASERAS

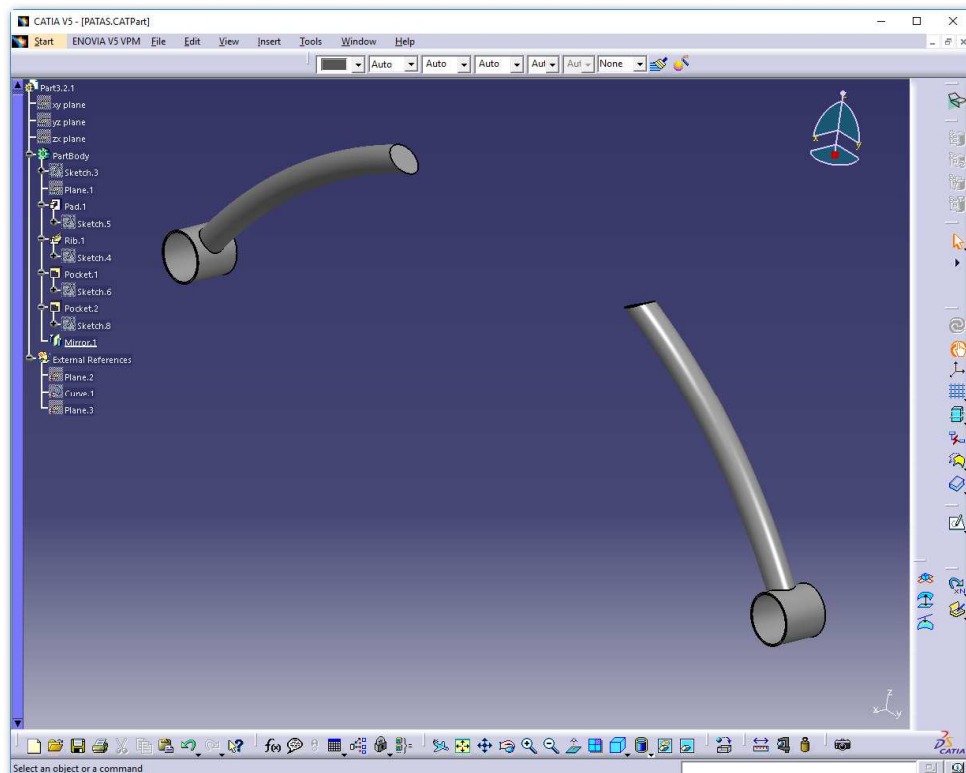


Figura 6.2.1.3 Patas traseras.

- (B.1.5) SKIES

Su función es el apoyo directo del helicóptero en el suelo.

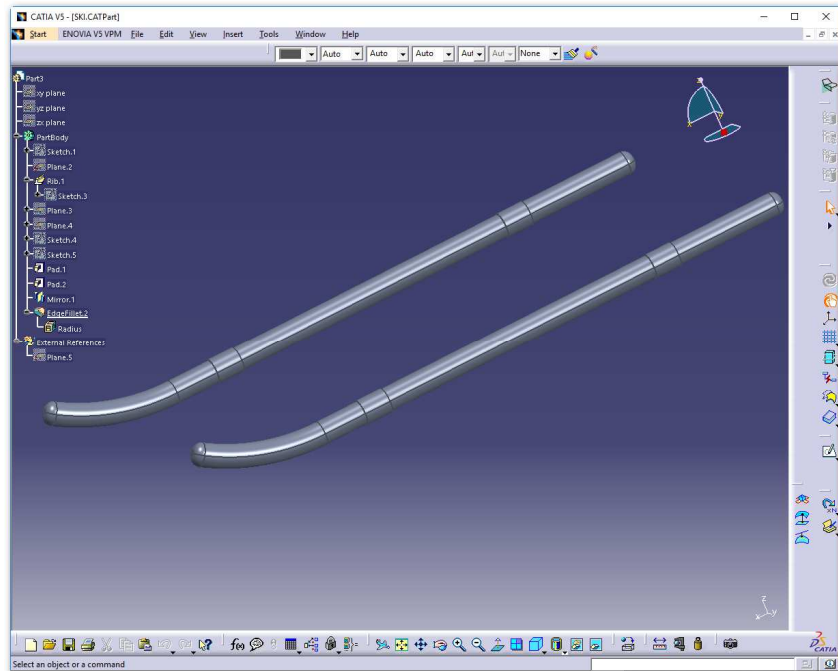


Figura 6.2.1.4 Skies

- (B.1.6) REMACHES

Elementos de unión para la sujeción al fuselaje.

- MONTAJE

El montaje se realiza mediante la unión de las patas a los skies, y los elementos de sujeción. El sistema de apoyo se une al fuselaje mediante remaches, como se muestra en la imagen *B.1.7 Unión cinta sujeción*.

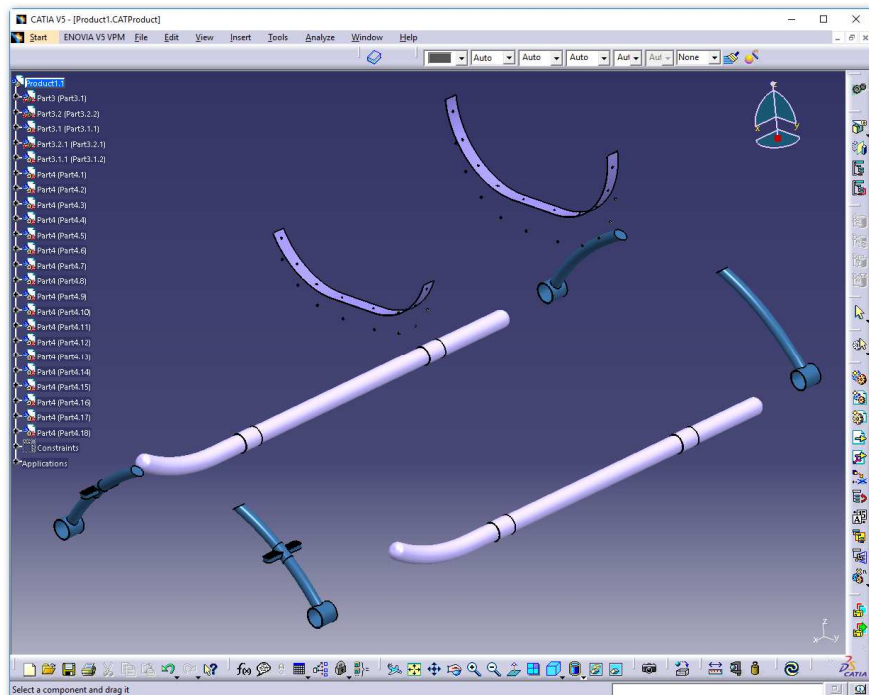


Figura 6.2.1.5 Despiece del Apoyo

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

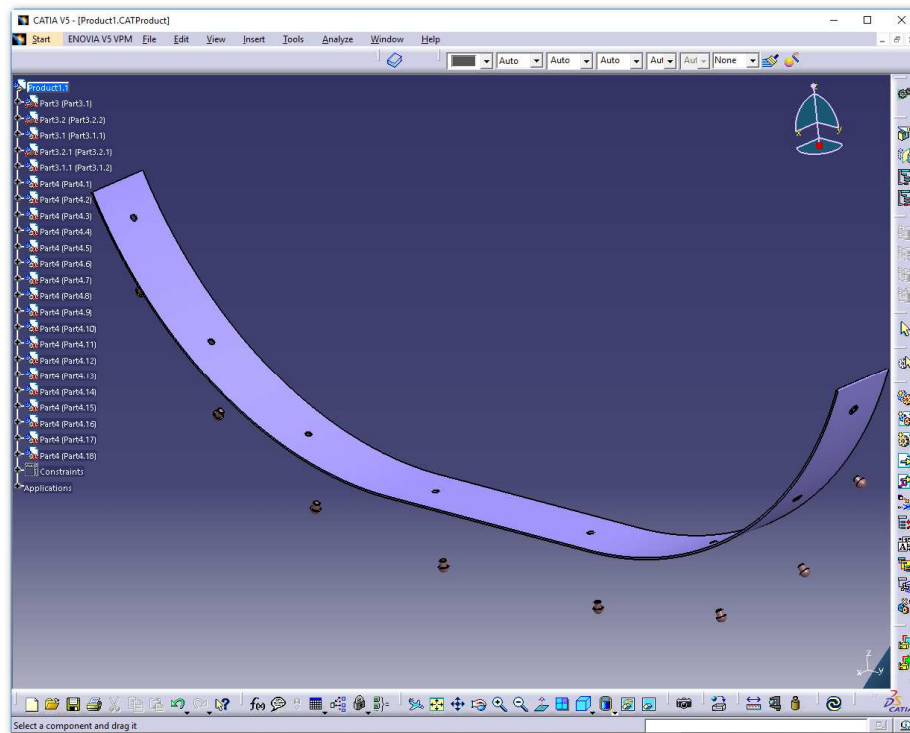


Figura 6.2.1.6 Unión cinta de sujeción.

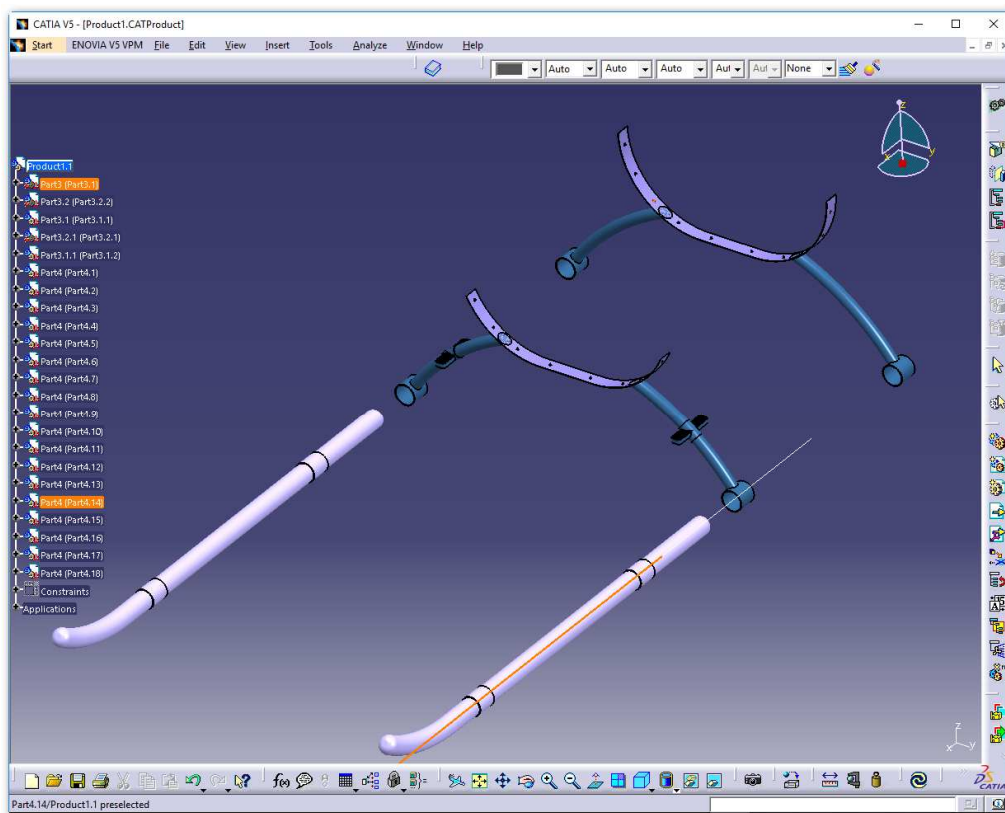


Figura 6.2.1.7 Unión elementos apoyo.

- ENSAMBLAJE

A continuación, se muestra el conjunto del apoyo.

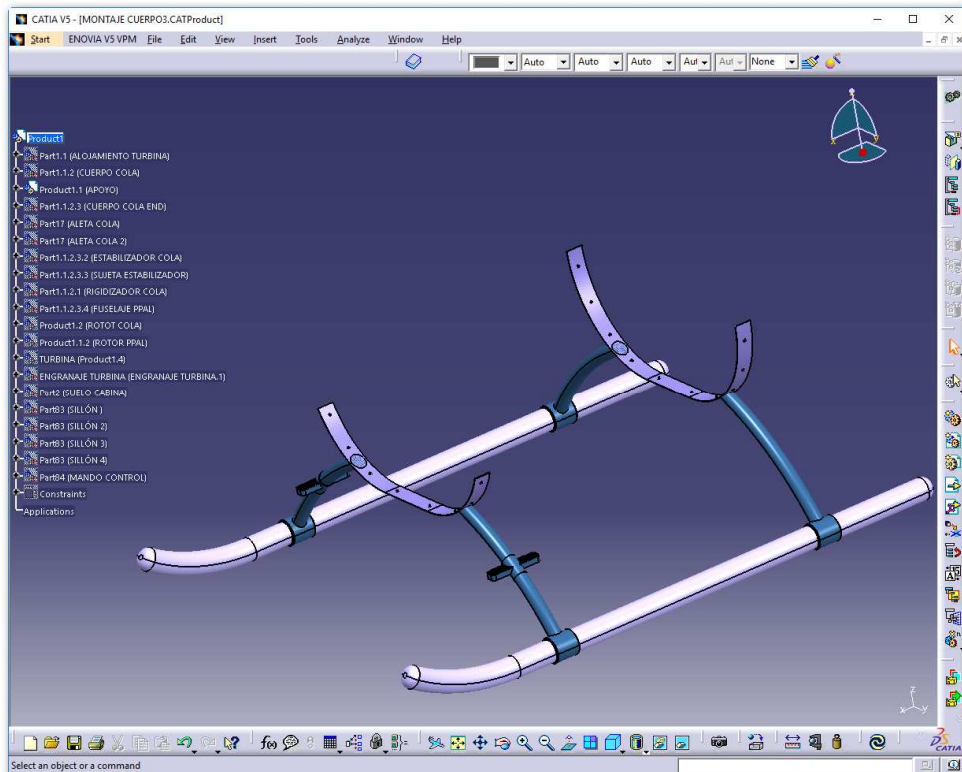


Figura 6.2.1.8 Apoyo.

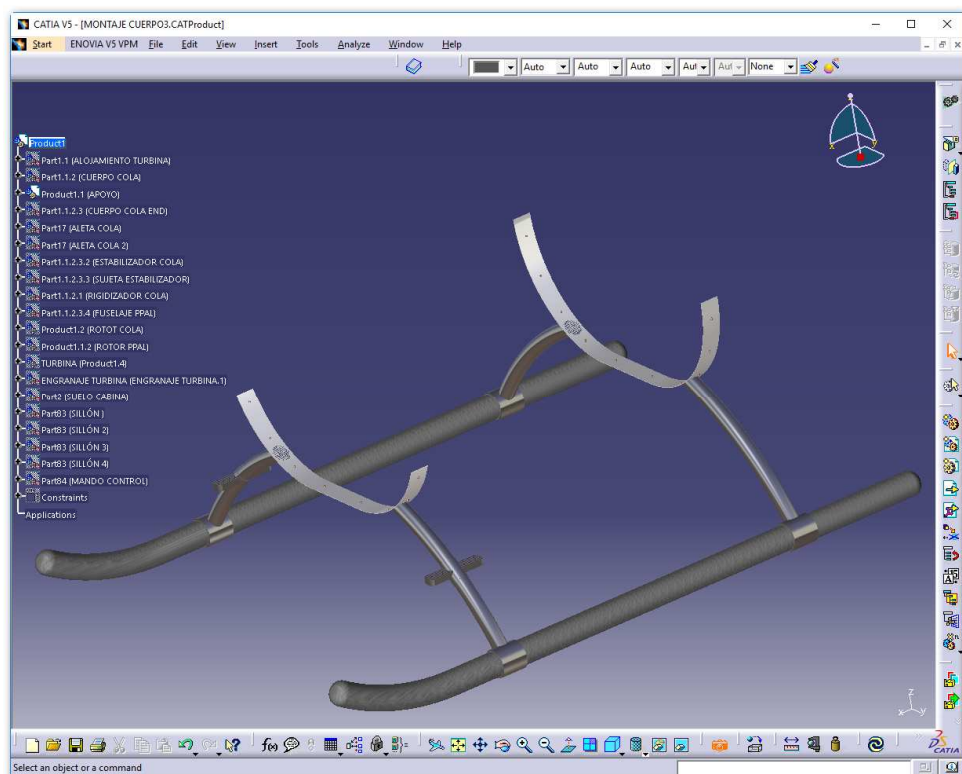


Figura 6.2.1.9 Apoyo – material.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

6.2.2 (B.2) Fuselaje

Es el elemento estructural principal del helicóptero. A continuación se muestran las distintas partes de las que consta el helicóptero diseñado.

- PIEZAS SISTEMA
 - (B.2.1) FUSELAJE PRINCIPAL
 - Estructura que aloja a la cabina de mandos y pasajeros.

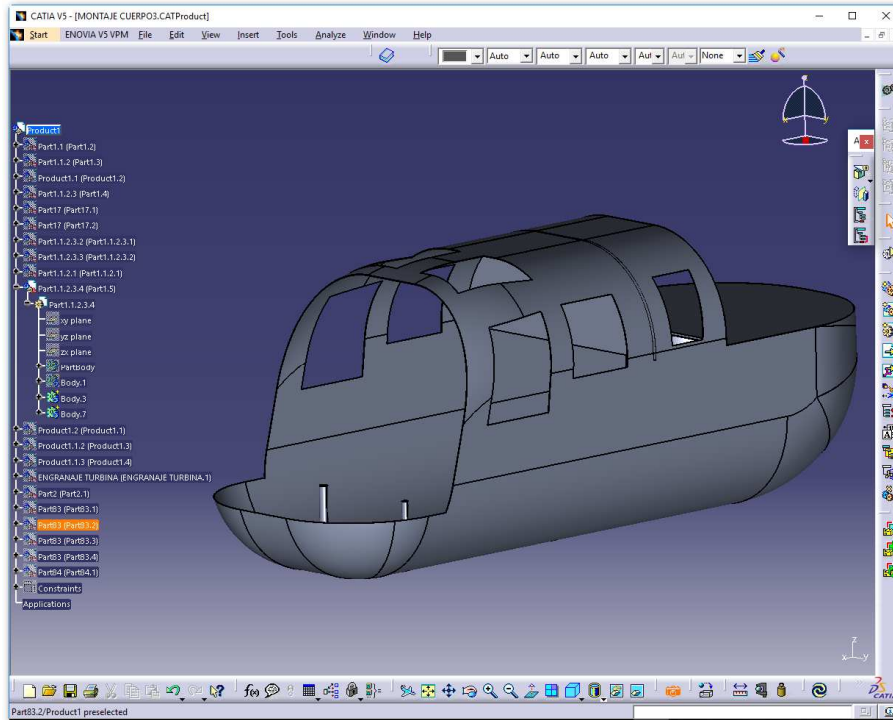


Figura 6.2.2.1 Fuselaje principal 1.

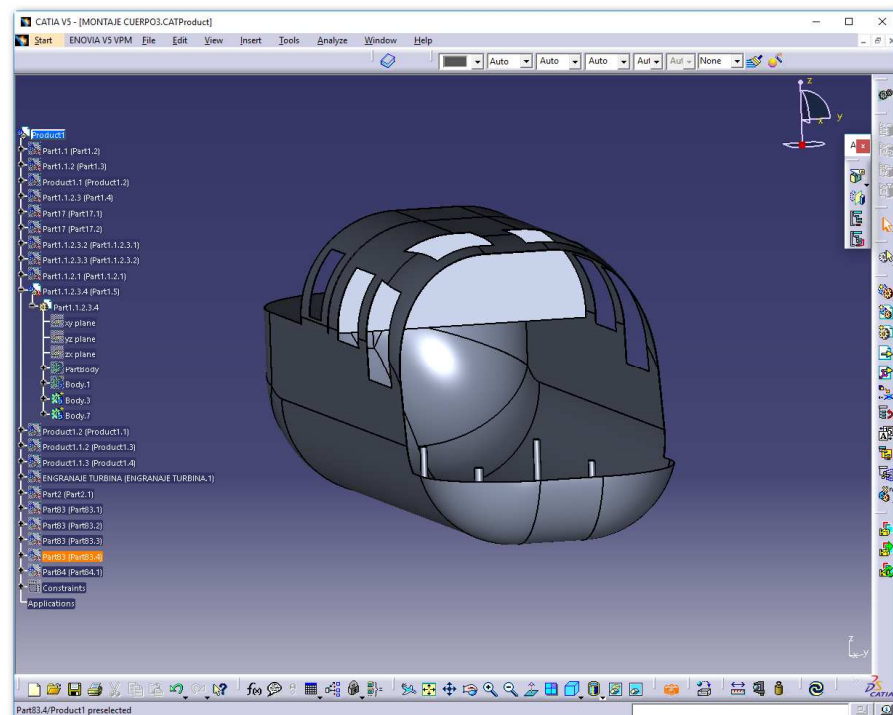


Figura6.2.2.2 Fuselaje principal 2.

- (B.2.2) ESTRUCTURA DE PUERTAS Y VENTANAS

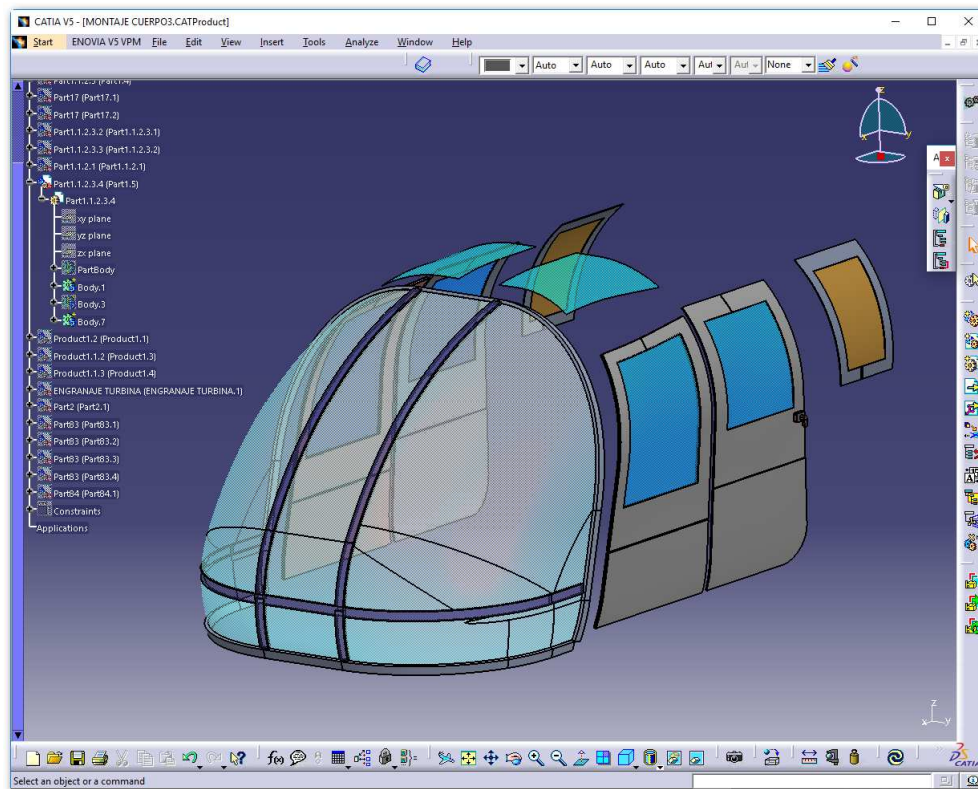


Figura 6.2.2.3 Estructura de puertas y ventanas.

- (B.2.3) ALOJAMIENTO TURBINA Y SISTEMA DE TRANSMISIÓN

Da cubierta al motor de turbina, al mecanismo de transmisión y es el elemento de unión del fuselaje con la cola del helicóptero.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

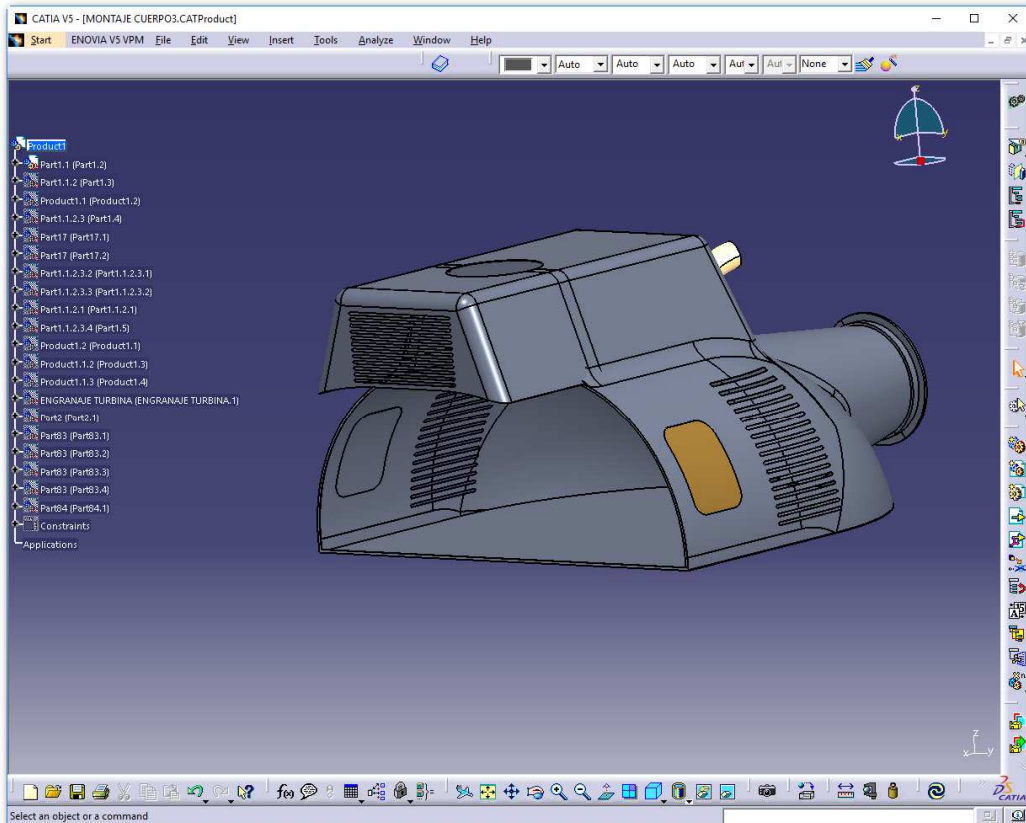


Figura 6.2.2.4 Estructura de alojamiento de la turbina 1.

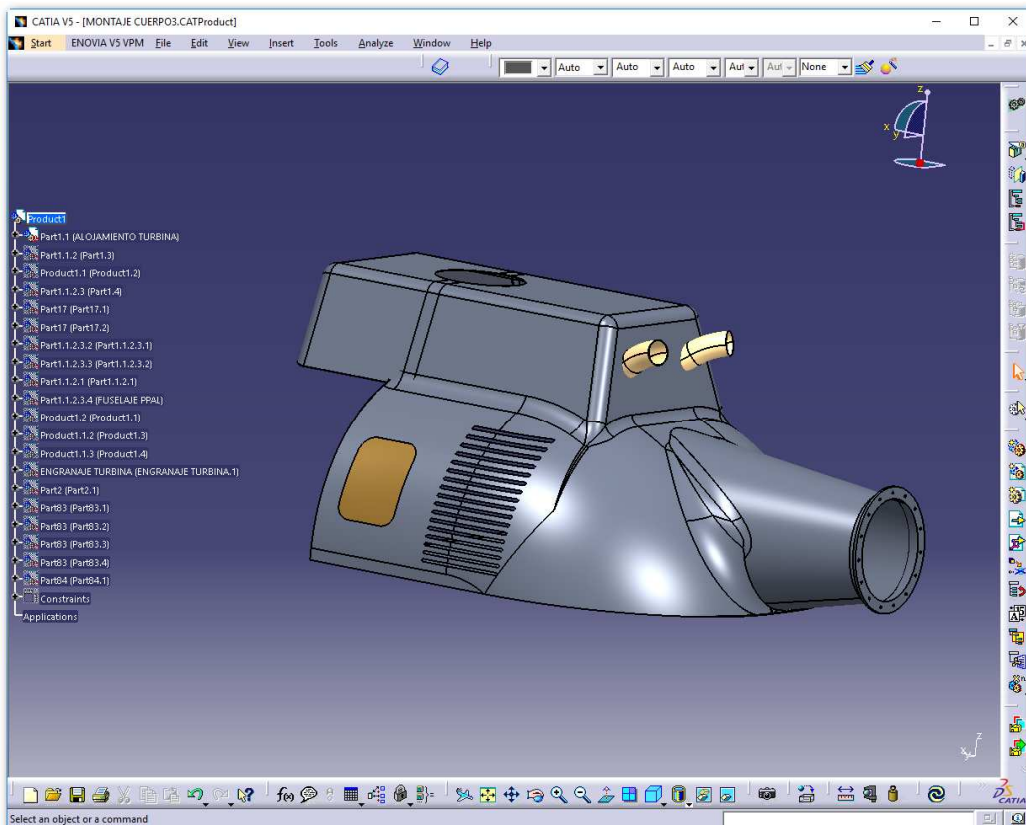


Figura 6.2.2.5 Estructura de alojamiento de la turbina 2.

- **MONTAJE**

El fuselaje principal y el alojamiento de la turbina van unidos formando una estructura solidaria.

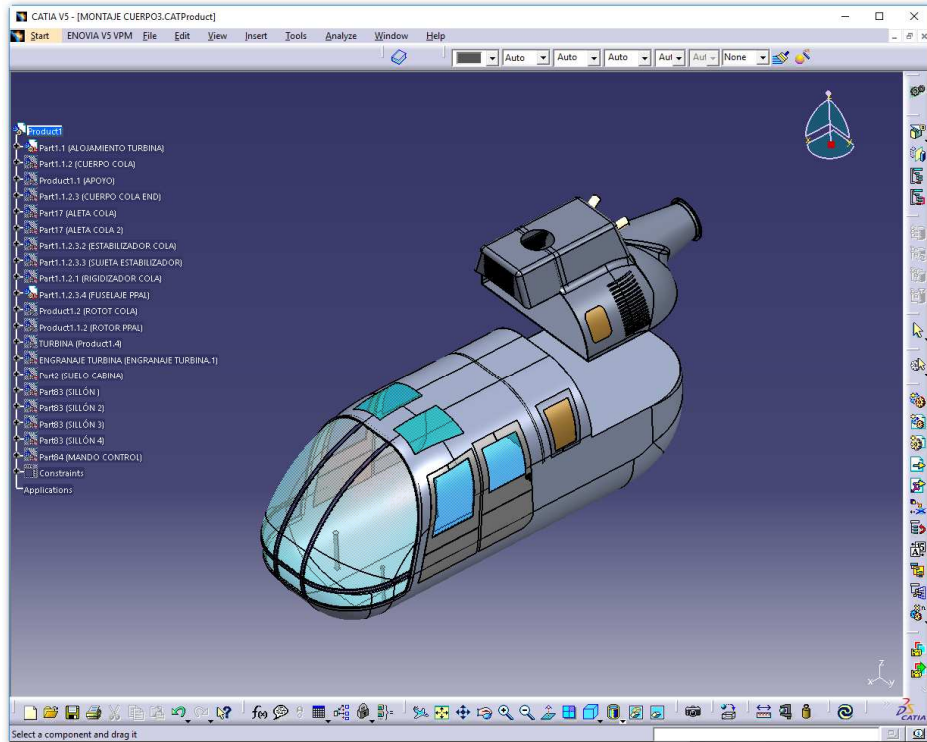


Figura 6.2.2.6 Unión fuselaje.

- **ENSAMBLAJE**

El fuselaje diseñado para el helicóptero se muestra en las siguientes imágenes.

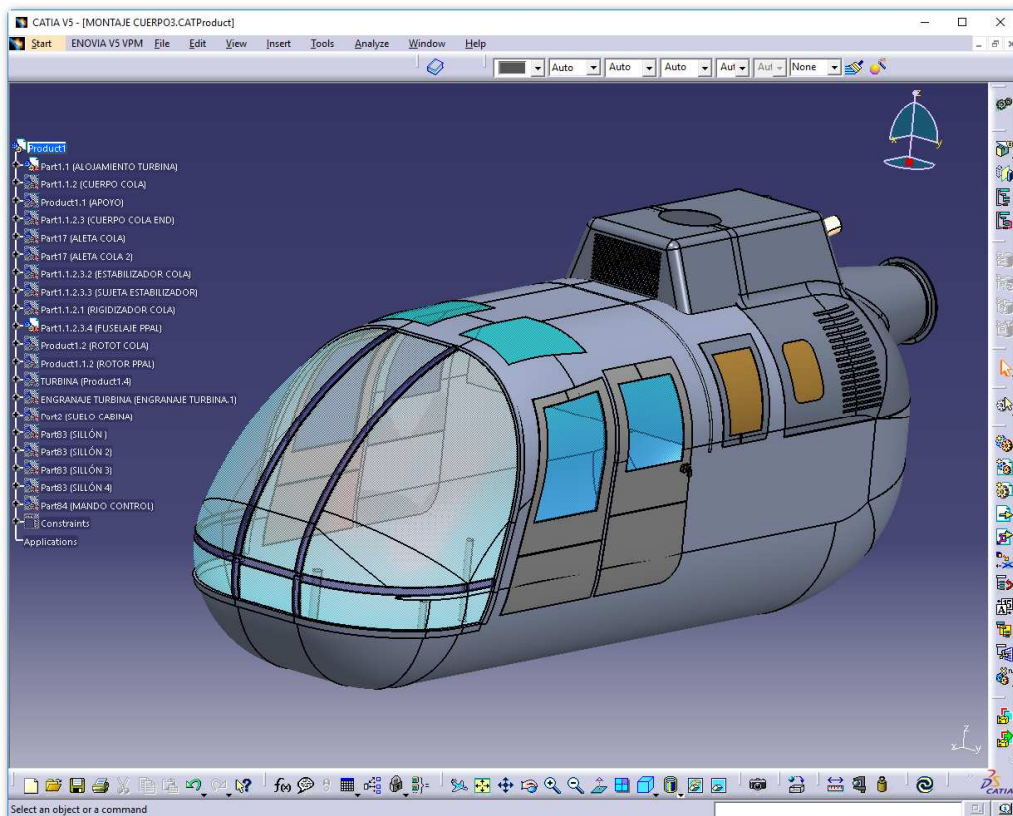


Figura 6.2.2.7 Fuselaje helicóptero.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

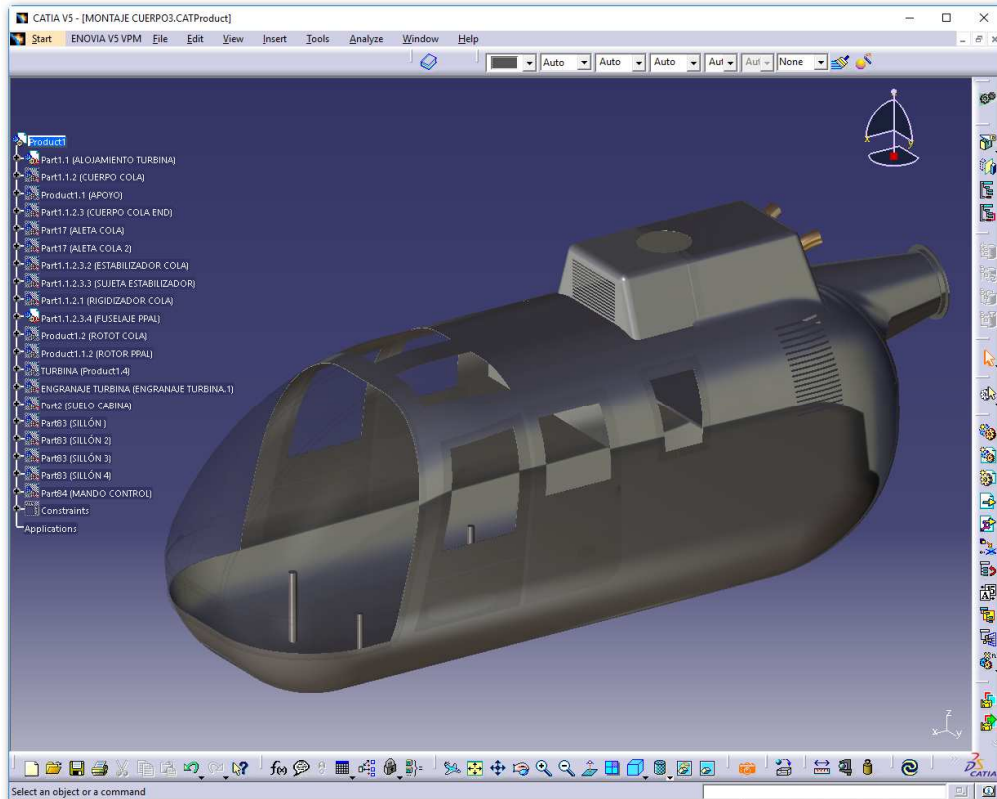


Figura 6.2.2.8 Fuselaje helicóptero – material.

6.2.3 (B.3) Elementos del Interior

Se muestran los elementos que se han diseñado para el interior de la cabina del helicóptero.

- **PIEZAS DEL SISTEMA**
 - **(B.3.1) ASIENTO**
Se ha diseñado cuatro asientos para los pasajeros del helicóptero como se muestra en el montaje, junto con el resto de piezas.
 - **(B.3.2) MANDO DE CONTROL**
Se ha diseñado el elemento que simula el mando de control del helicóptero.
 - **(B.3.3) SUELO CABINA CONTROL**
Se ha diseñado el suelo de la cabina como elemento de unión de las distintas piezas nombradas en este apartado.

- MONTAJE

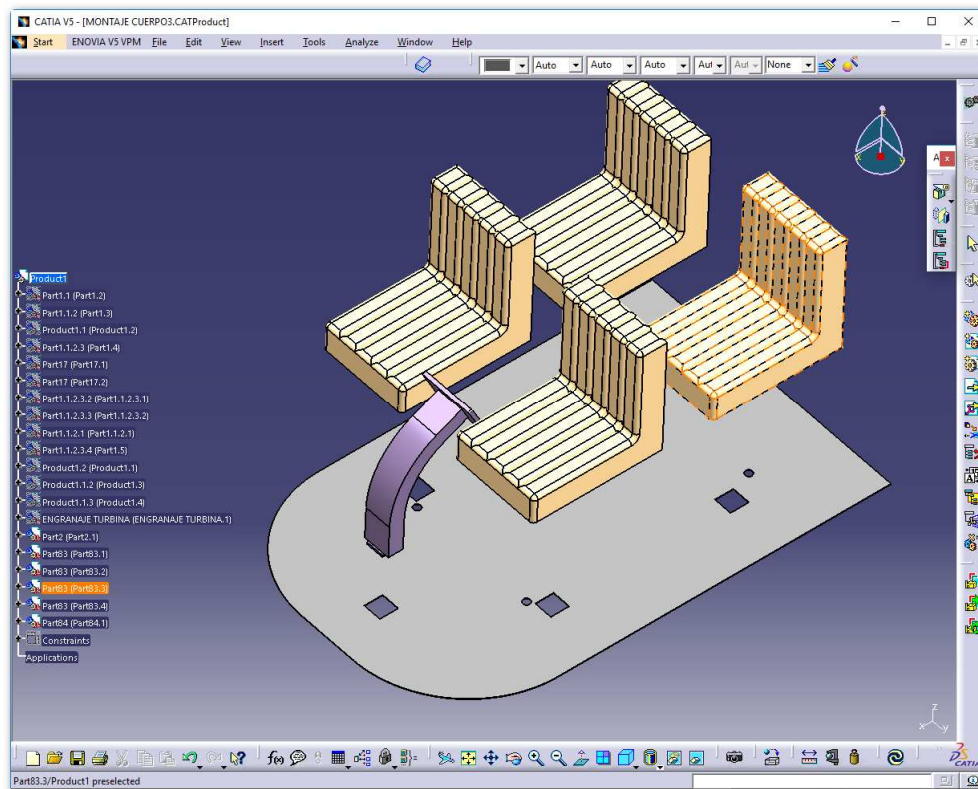


Figura 6.2.3.1 Unión de los elementos de la cabina.

- ENSAMBLAJE

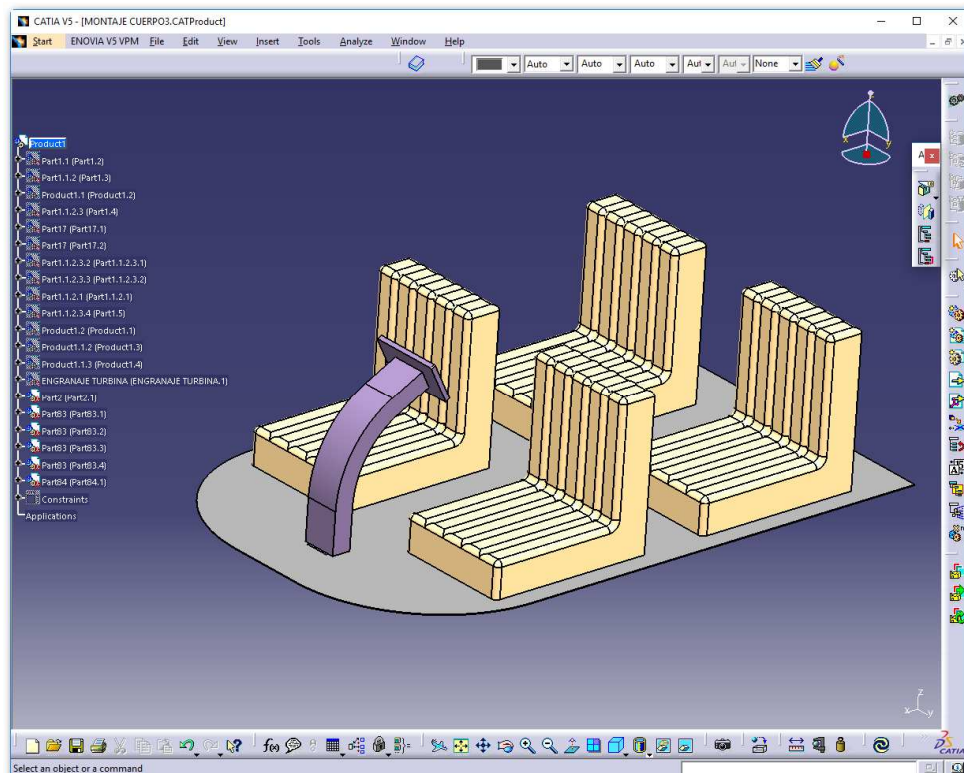


Figura 6.2.3.2 Elementos de la cabina.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

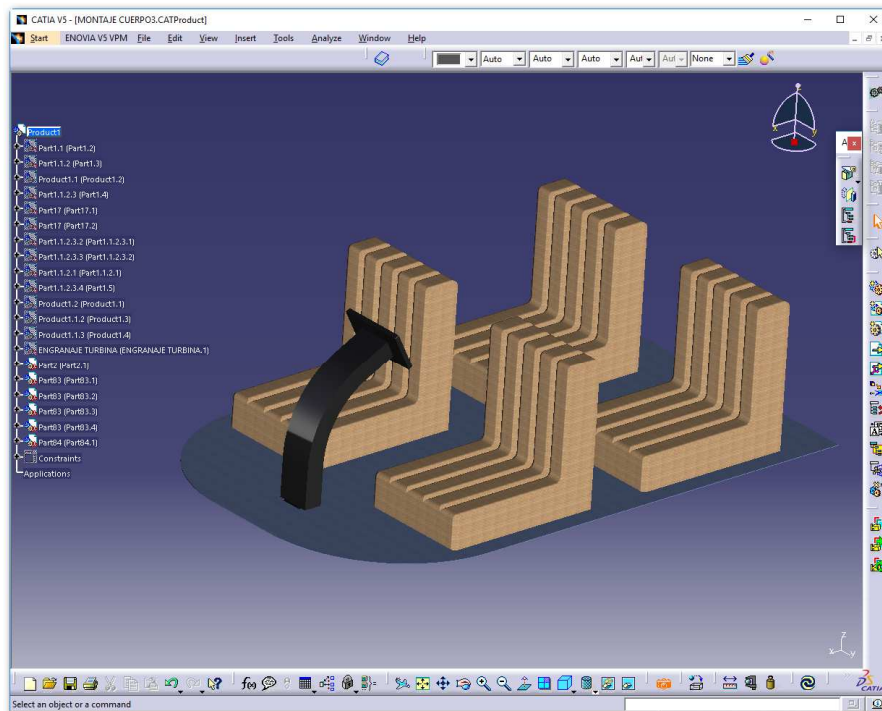


Figura 6.2.3.3 Elementos de la cabina – material.

6.2.4 Montaje del Cuerpo

En la siguiente figura aparecen todos los elementos que componen el cuerpo del helicóptero.

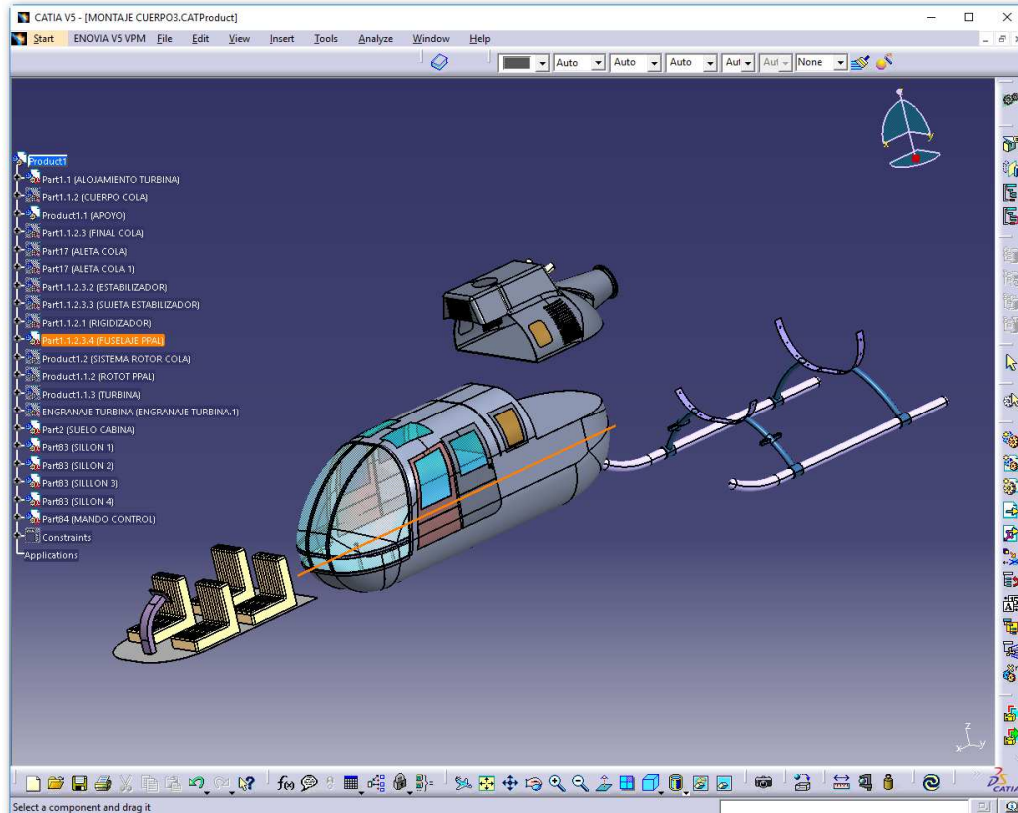


Figura 6.2.4.1 Montaje cuerpo helicóptero.

6.2.5 Ensamblaje del Cuerpo

A continuación se puede ver el cuerpo en su conjunto.

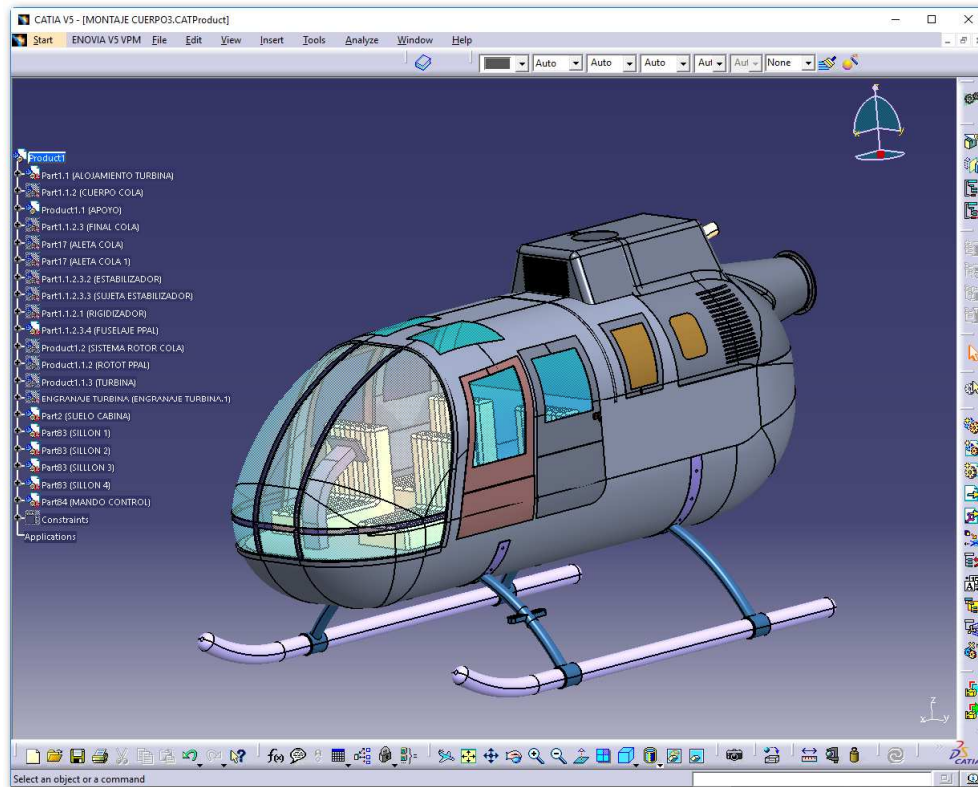


Figura 6.2.5.1 Cuerpo helicóptero 1.

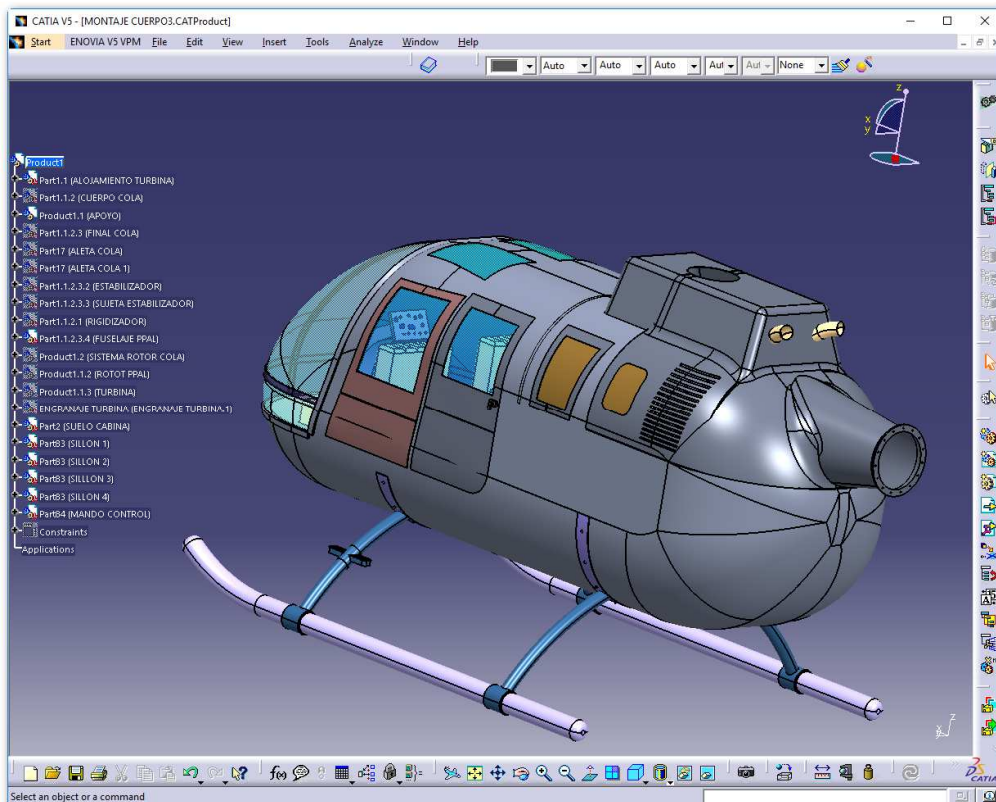


Figura 6.2.5.2 Cuerpo helicóptero 2.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

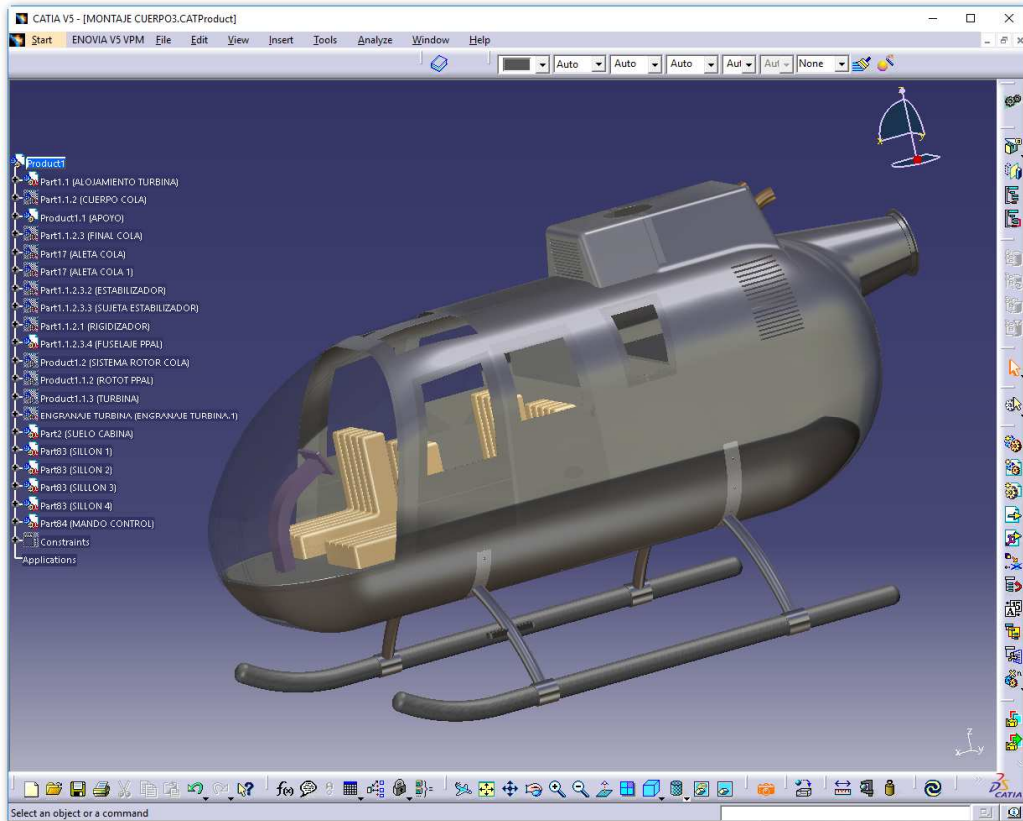


Figura 6.2.5.3 Cuerpo helicóptero – material 1.

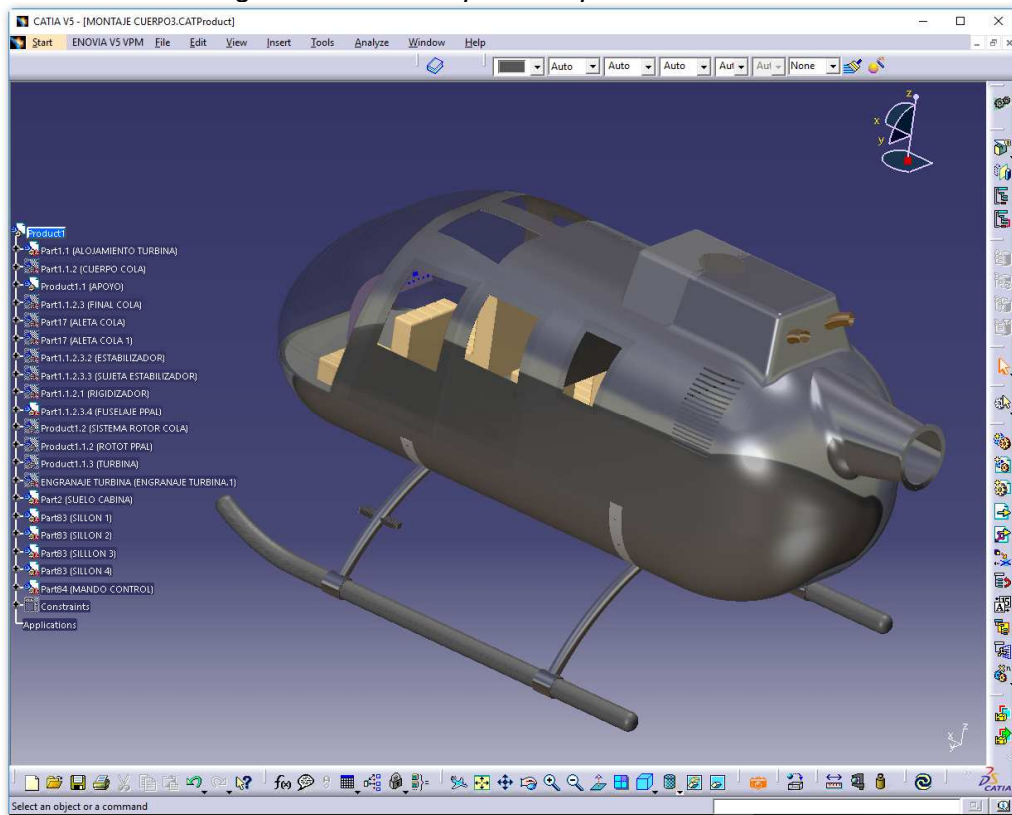


Figura 6.2.5.4 Cuerpo helicóptero – material 2.

6.3 (C) SISTEMA DE COLA

El sistema Cola del helicóptero se compone de la estructura de la cola, que se une al fuselaje y del rotor de cola, donde se han incluido también las palas de cola y el mecanismo de transmisión del rotor.

6.3.1 (C.1) Estructura de la Cola

- PIEZAS

- (C.1.1) ESTRUCTURA PRINCIPAL DE LA COLA

Es la pieza que une el fuselaje del helicóptero y el rotor de la cola. En la siguiente imagen se muestra la estructura, producto de la unión del diseño de dos piezas individuales.

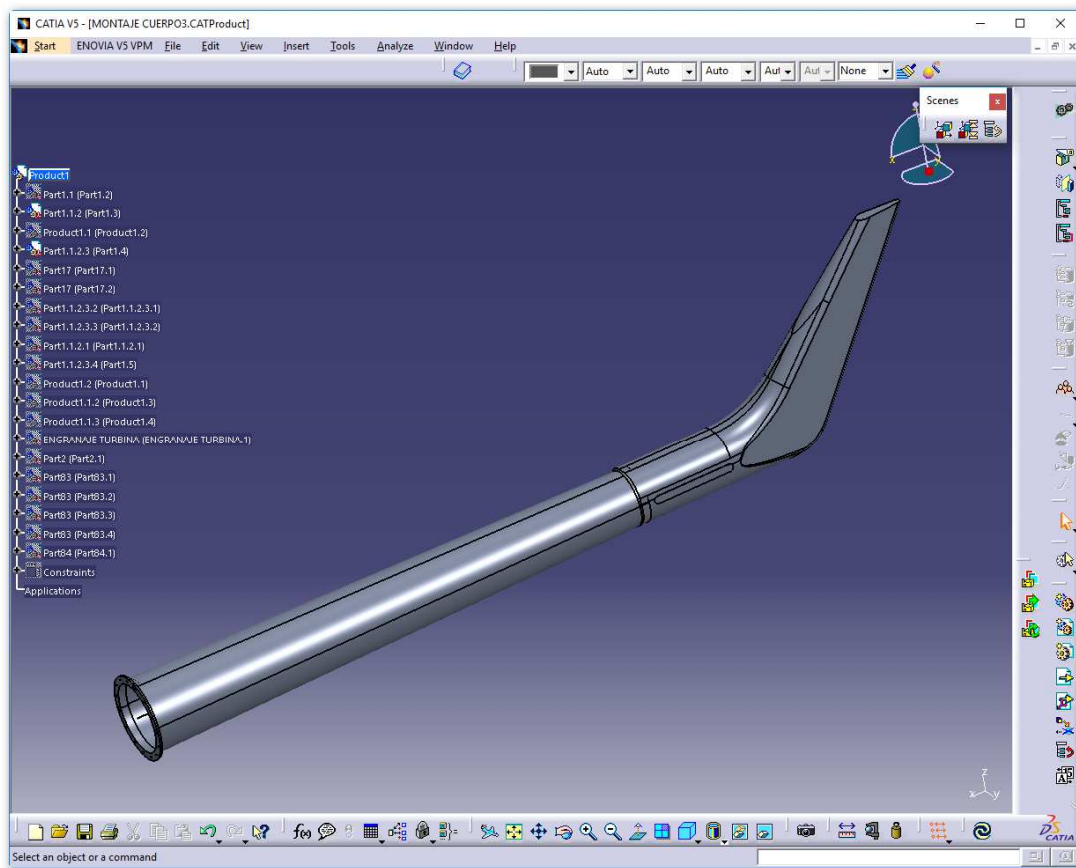


Figura 6.3.1.1 Estructura principal de la cola.

- (C.1.2) ALETA COLA

A la estructura principal se le unen el elemento de la siguiente imagen, con el objetivo de proporcionar estabilidad.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

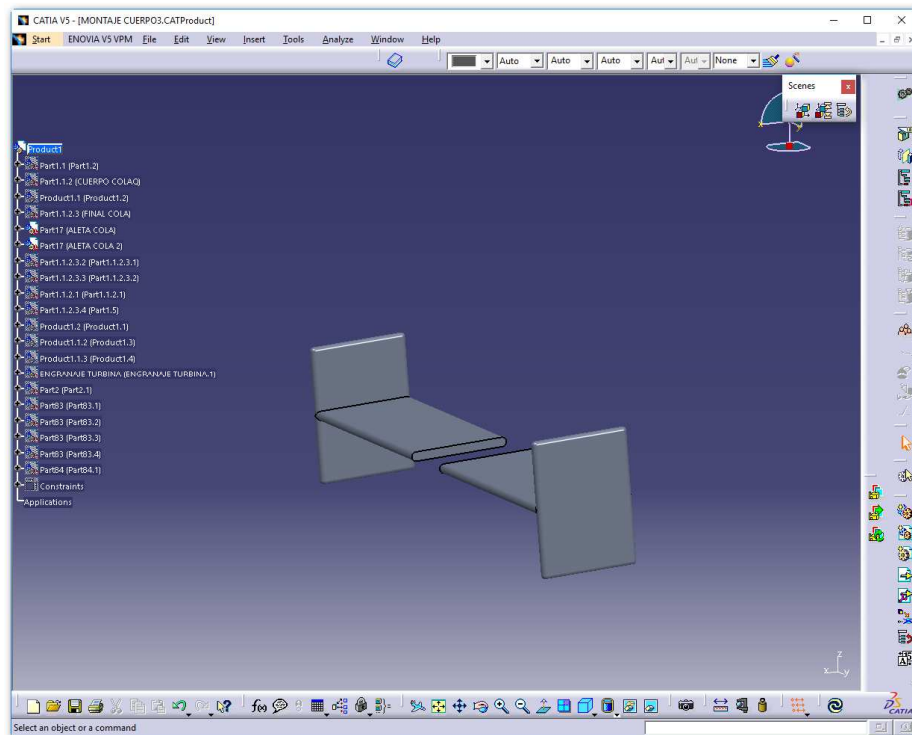


Figura 6.3.1.2 Aletas.

- **MONTAJE**

En el montaje de este subsistema se muestran piezas no nombradas en el apartado anterior, que forman parte de la estructura de cola como objetivo de proporcionar una mayor rigidez y estabilidad a la unión de los distintos elementos.

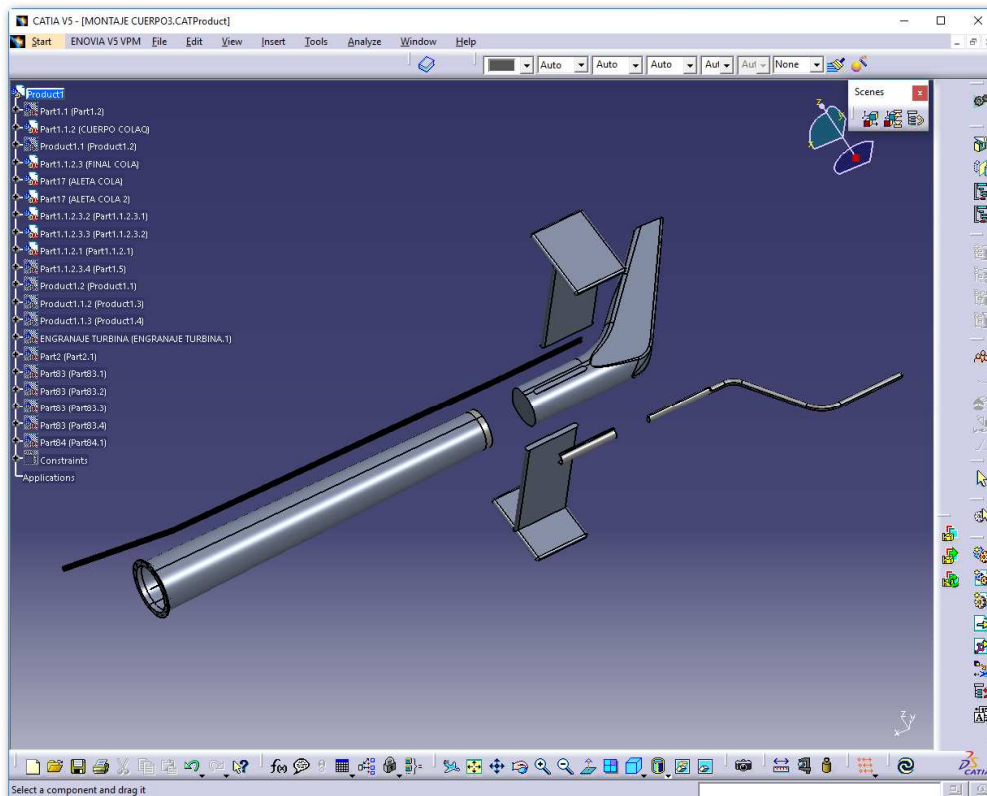


Figura 6.3.1.3 Unión elementos de la estructura de la cola.

- ENSAMBLAJE

A continuación se muestran las figuras que reflejan la estructura de la cola en su conjunto.

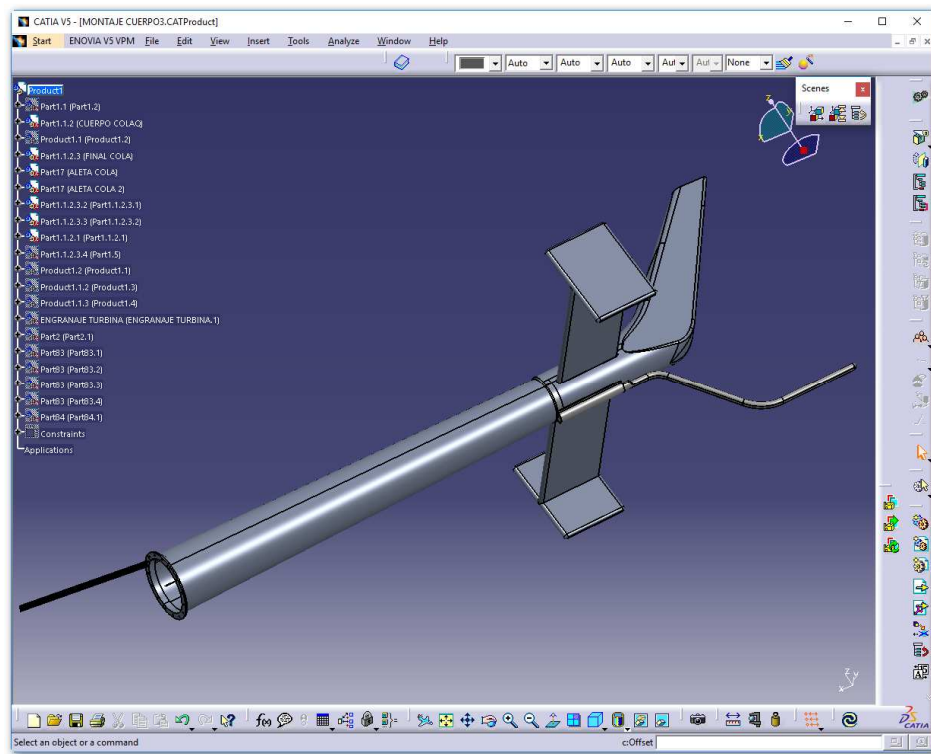


Figura 6.3.1.4 Estructura cola 1.

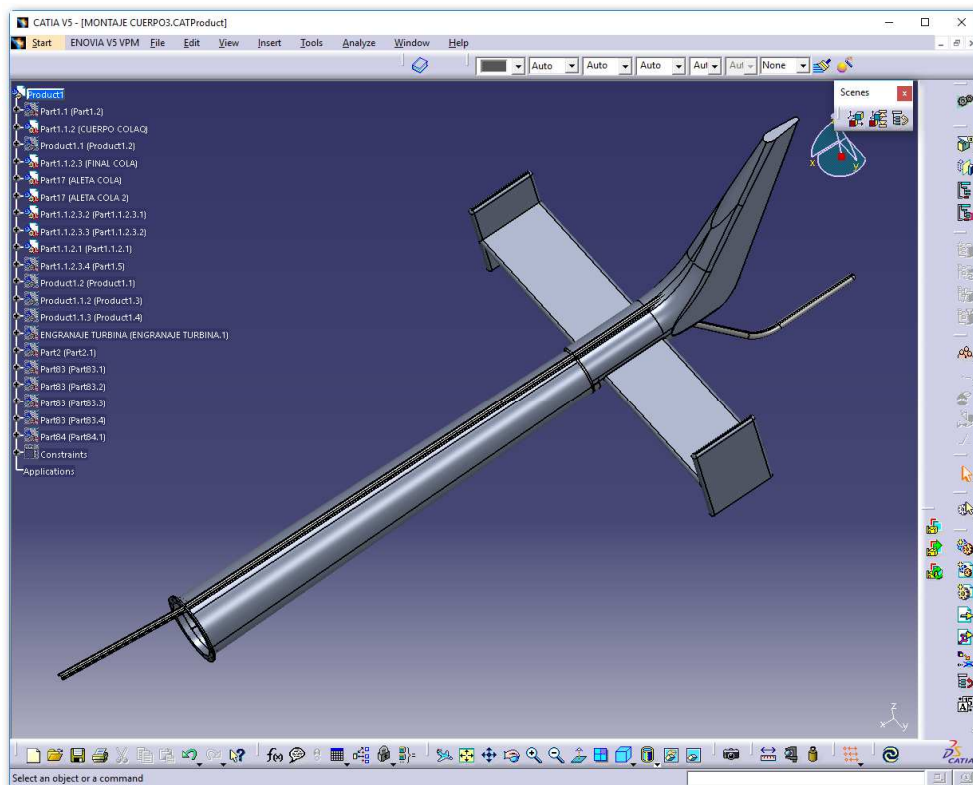


Figura 6.3.1.5 Estructura cola 2.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

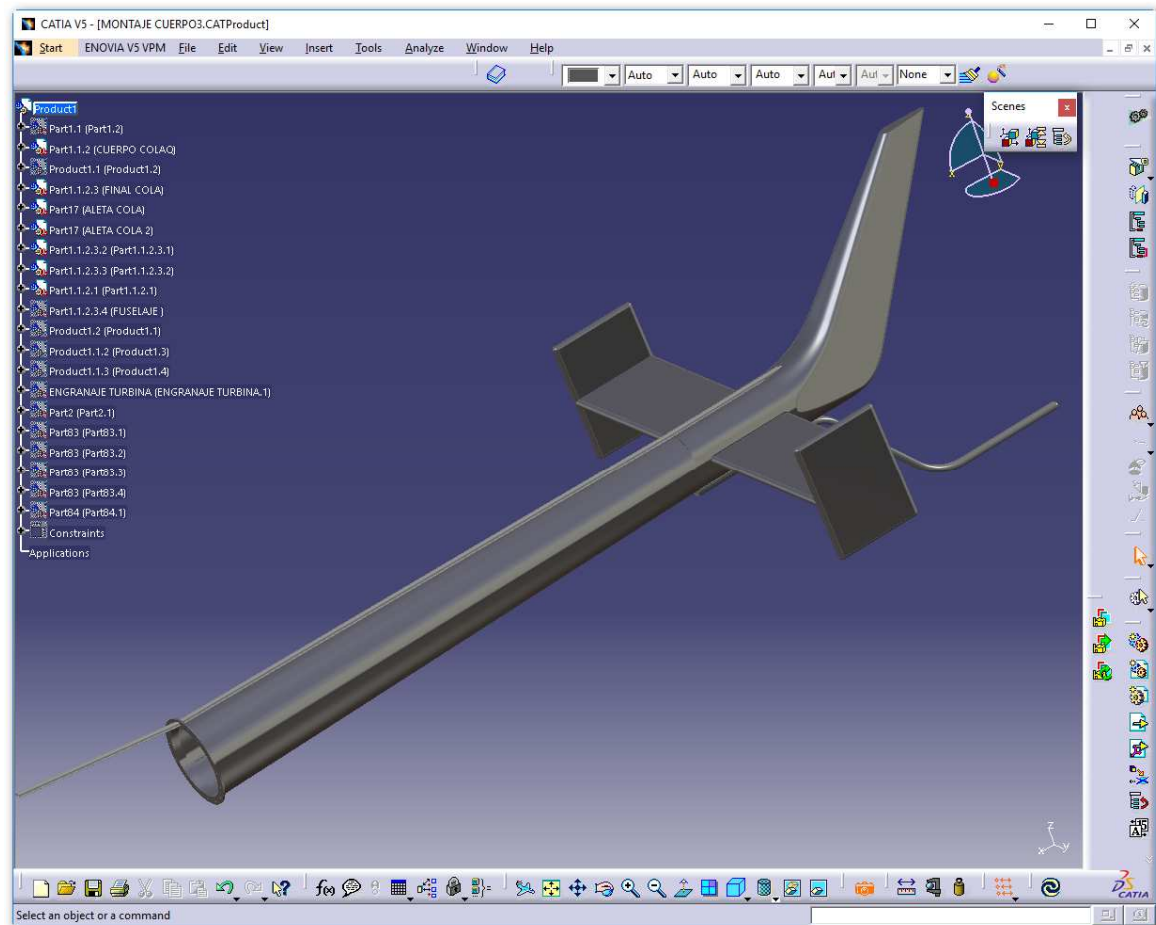


Figura 6.3.1.6 Estructura cola - material.

6.3.2 (C.2) Sistema Rotor de Cola

Se compone de las siguientes piezas.

- PIEZAS
 - (C.2.1) PALA ROTOR COLA

Se han diseñado, al igual que las palas del rotor principal, con el perfil aerodinámico, obteniendo un resultado como el de la siguiente imagen.

El sistema de rotor de cola dispone de dos palas.

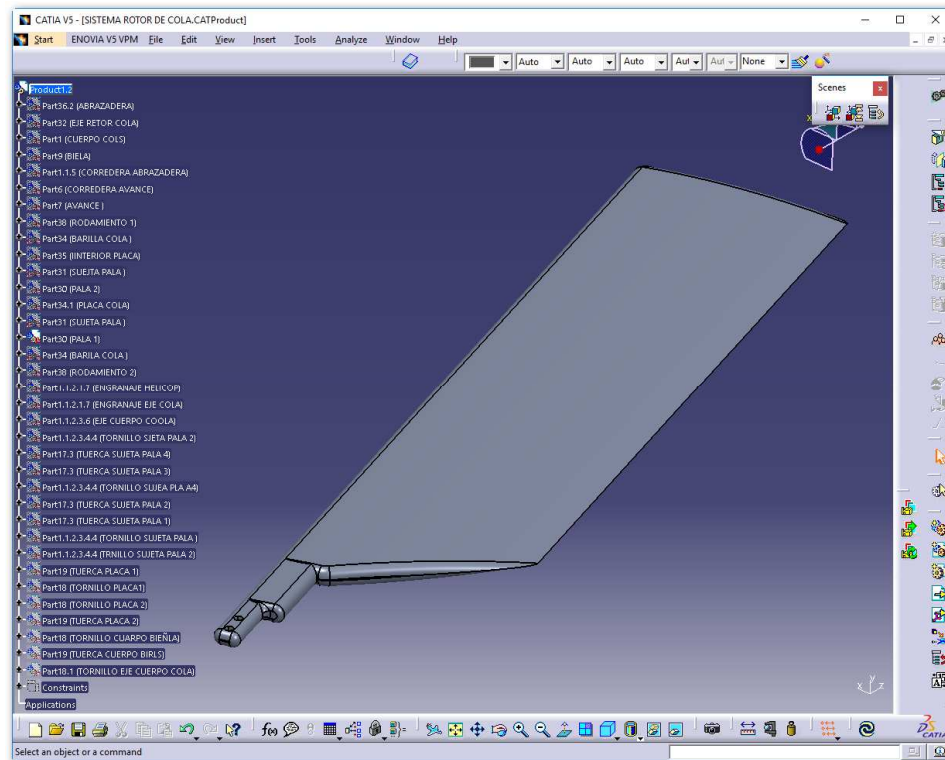


Figura 6.3.2.1 Pala de rotor de cola.

- (C.2.2) SUJECIÓN DE LA PALA ROTOR DE COLA
Elemento de unión de la pala, al eje del rotor de cola.

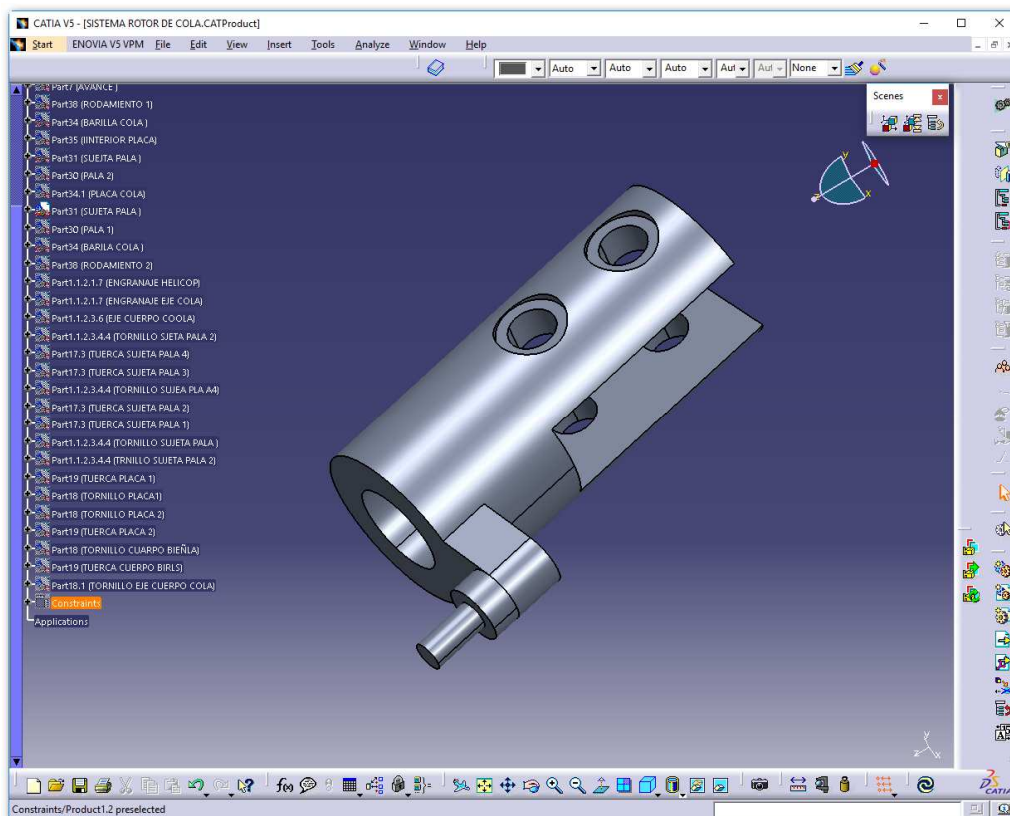


Figura 6.3.2.2 Sujeta pala rotor cola.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- (C.2.3) EJE ROTOR COLA

Elemento de giro del rotor de cola, cuya función es el giro de las palas.

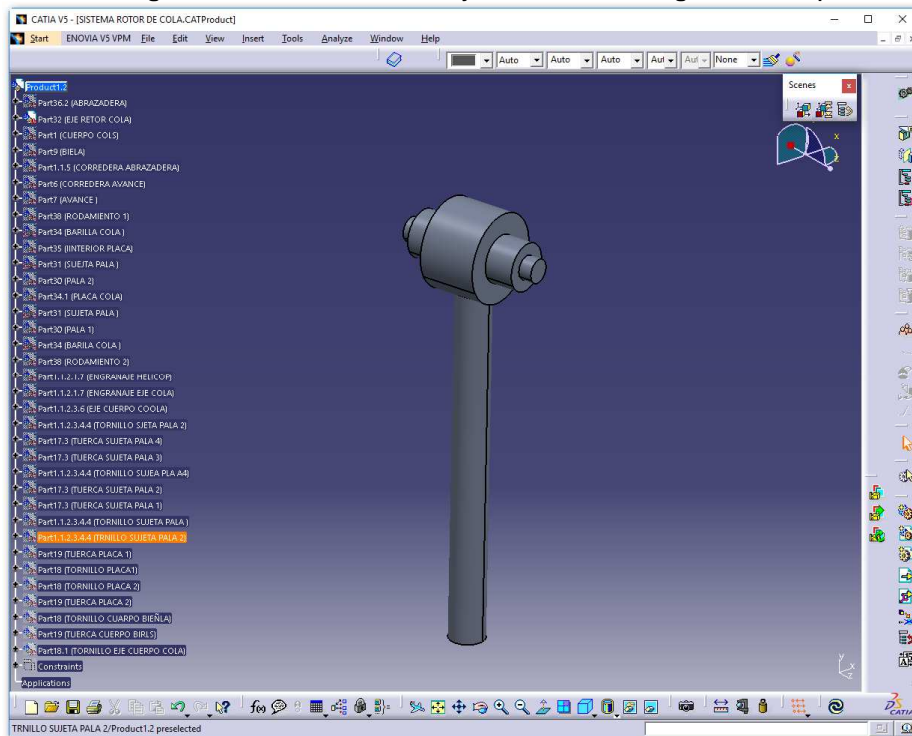


Figura 6.3.2.3 Eje rotor de cola

- (C.2.4) BARRA ROTOR COLA

Se une al elemento de sujeción de la pala en uno de sus extremos, transmitiendo así el movimiento y variando el ángulo de ataque de las palas del rotor de cola.

Su función es similar a la de las barras de control del rotor principal.

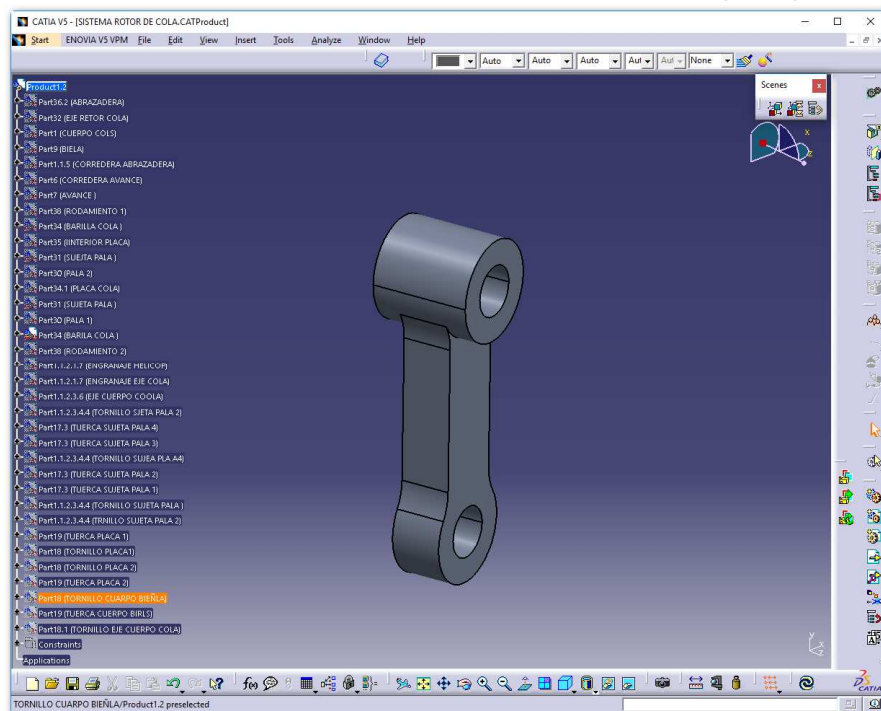


Figura 6.3.2.4 Barra rotor de cola.

- (C.2.5) PLACA ROTOR COLA

A ella se unen dos barras de control, las cuales se moverán verticalmente por el impulso de la placa.

Su función es similar a la de la placa oscilante del rotor principal. La diferencia es que aquí no existe rótula y por tanto, solo tendrá permitido el giro sobre el eje del rotor y el movimiento vertical. De esta forma se consigue la variación del ángulo de ataque de ambas palas simultáneamente.

Esta se ha diseñado con la unión de dos piezas como se muestra en la siguiente imagen.

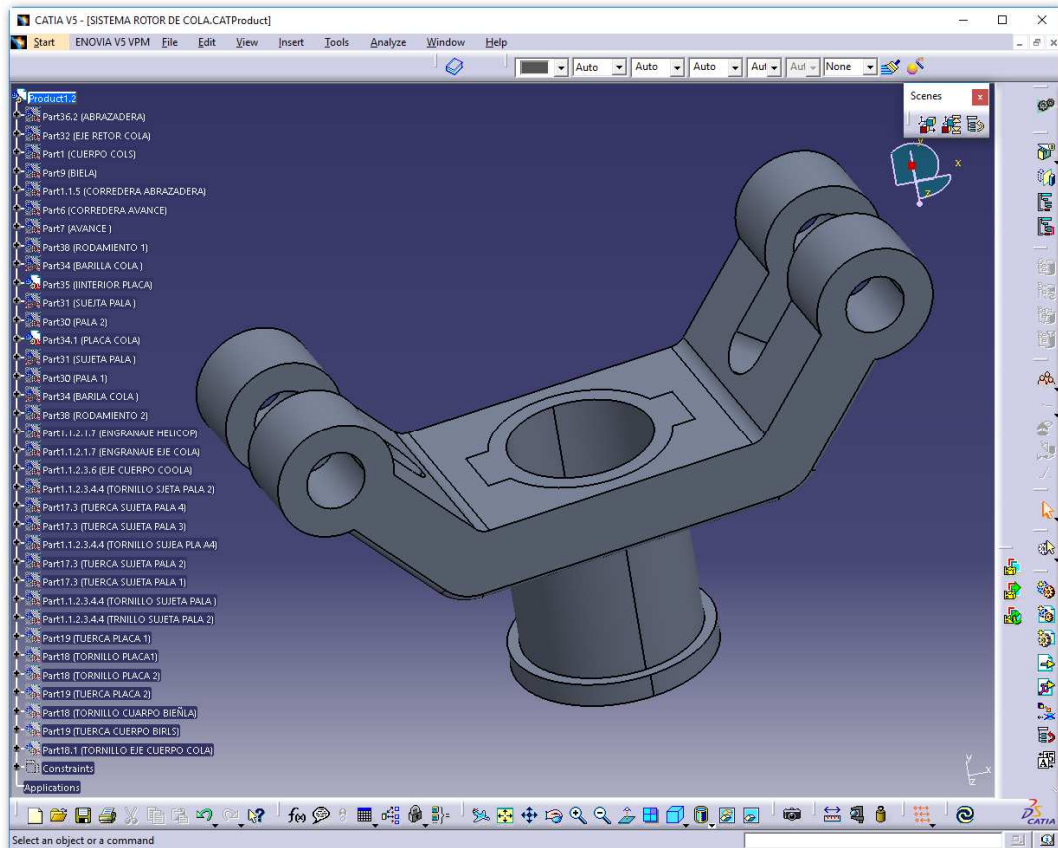


Figura 6.3.2.5 Placa rotor de cola.

- (C.2.6) RODAMIENTO PLACA

Se une a la placa para permitir que esta gire respecto a la abrazadera de la placa, que se detalla en el siguiente punto.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

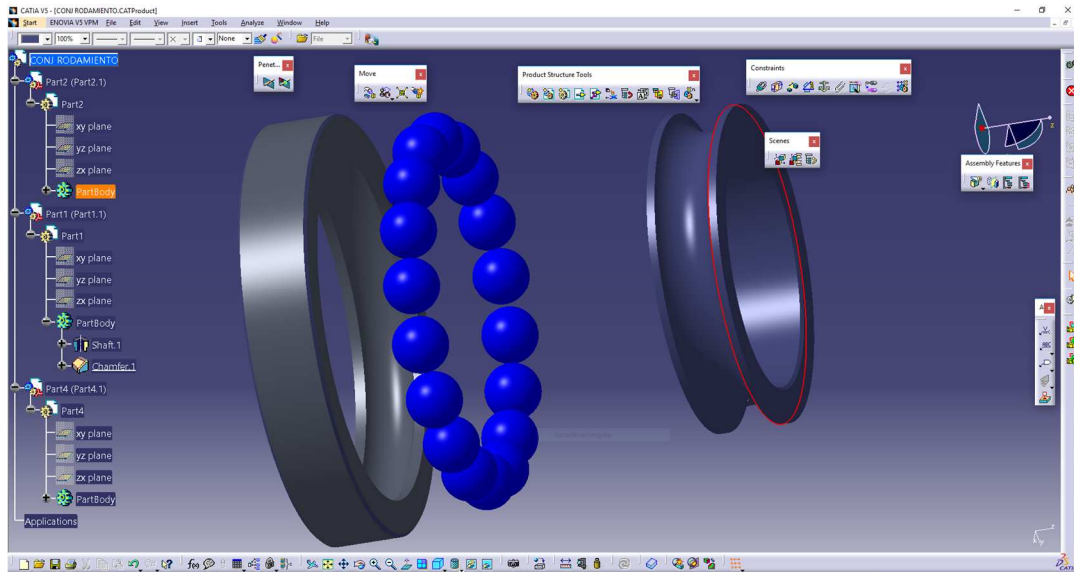


Figura 6.3.2.6 Rodamiento placa cola.

▪ (C.2.7) ABRAZADERA PLACA

Se une a la placa a través del rodamiento que se coloca en su interior, de forma que permite el giro de la placa.

Su objetivo es transmitir tan solo movimientos verticales a la placa, por tanto, la abrazadera se mantiene fija en cuanto al giro.

En su extremo se un mecanismo contiguo, que será el que mueva esta pieza y por tanto el que transmita el movimiento vertical.

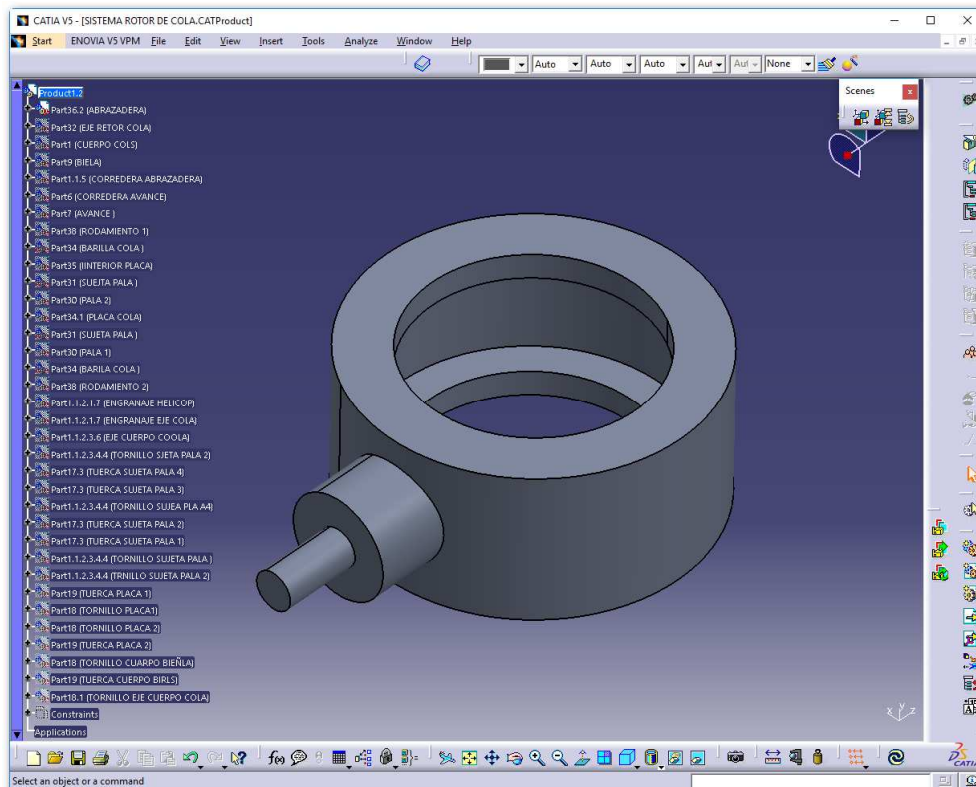


Figura 6.3.2.7 Abrazadera placa cola.

- (C.2.8) ESCUADRA

El siguiente mecanismo consta de una estructura principal rígida que forma noventa grados y de dos correderas en ambos extremos.

La corredera del extremo superior se une al eje de la abrazadera de la placa, conectándose la inferior con el impulsor, se detalla en el punto siguiente.

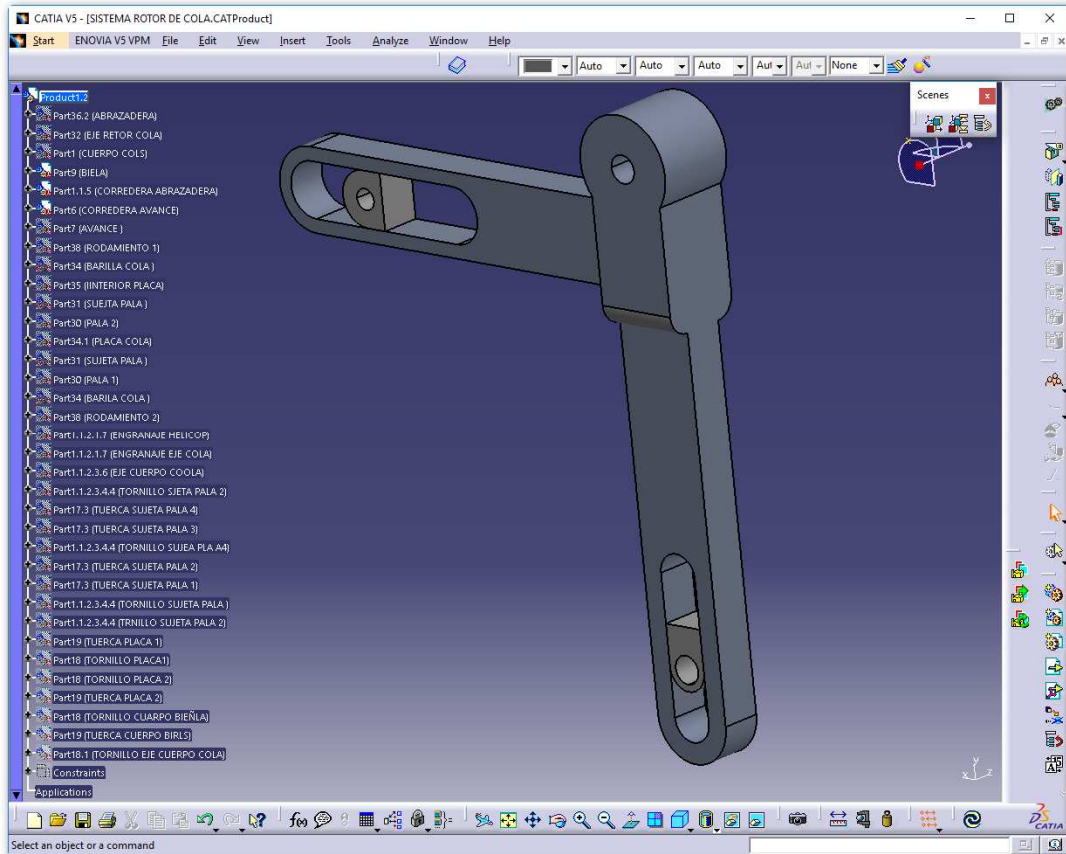


Figura 6.3.2.8 Escuadra.

- (C.2.9) IMPULSOR

Es el encargado de impulsar todo el mecanismo. Al moverlo en la dirección de su eje longitudinal, la escuadra gira alrededor del eje vertical coincidente con el eje del agujero del eje de giro fijo de la escuadra (el cual está fijado a la estructura de forma que solo le está permitido el giro) y tendrá como resultado el movimiento vertical de la placa.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

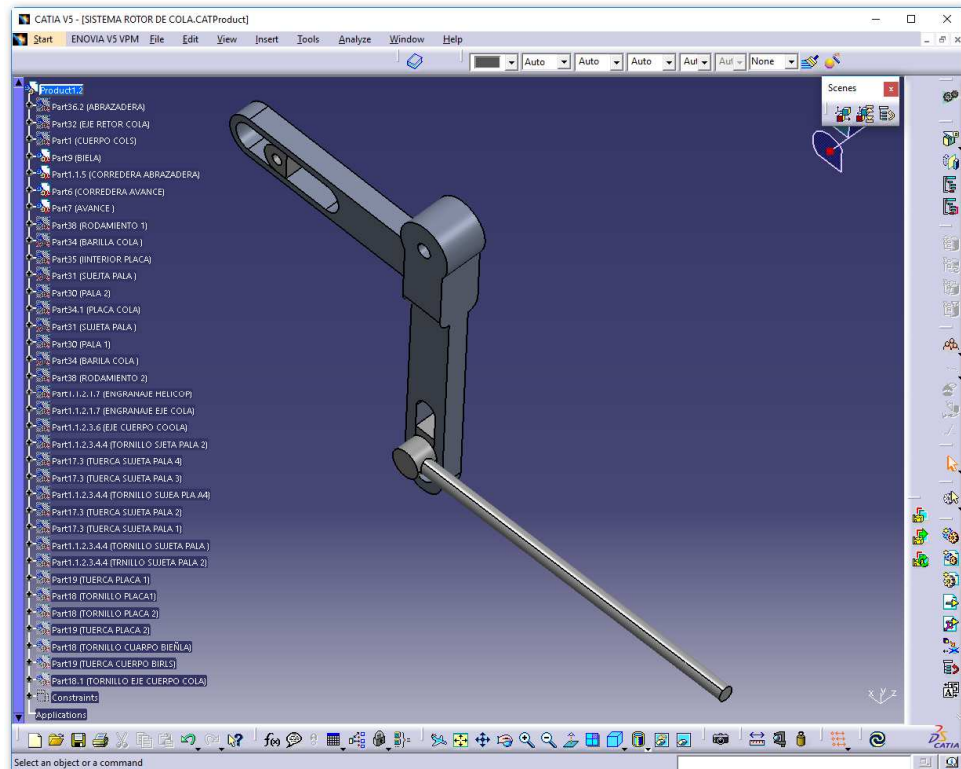


Figura 6.3.2.9 Impulsor.

- (C.2.10) ESTRUCTURA ROTOR COLA

Es el elemento que sujeta al eje del rotor del rotor de cola, así como a la escuadra y al impulsor. También es el elemento de unión del rotor de cola con la estructura de la cola del helicóptero (C.1)

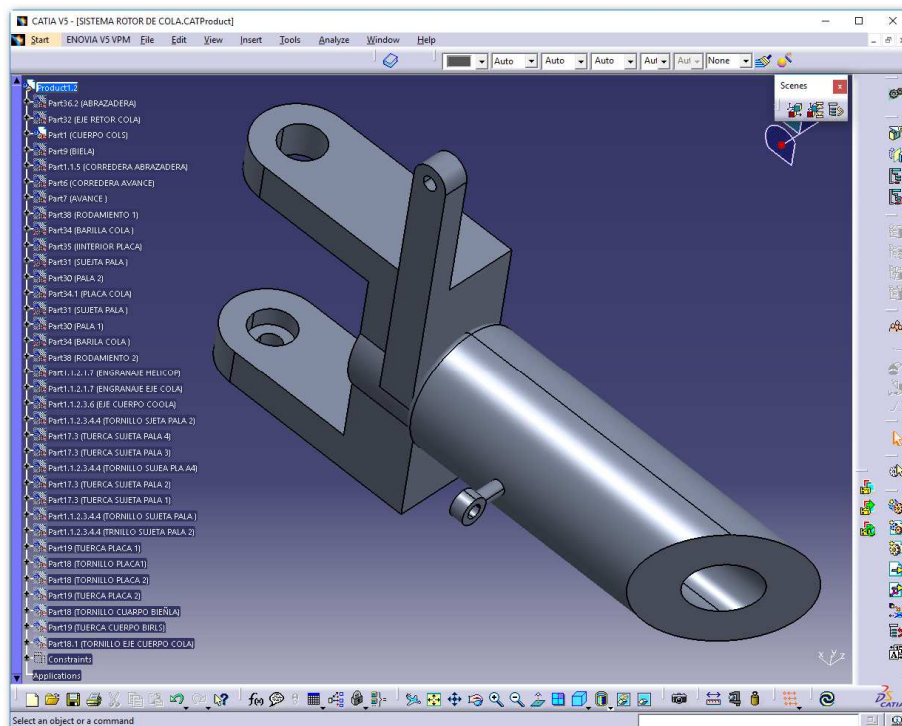


Figura 6.3.2.10 Estructura del rotor de cola.

- (C.2.11) MECANISMO TRANSMISIÓN COLA

Consta de la unión de dos piezas encargadas de transmitir el giro al eje del rotor de cola.

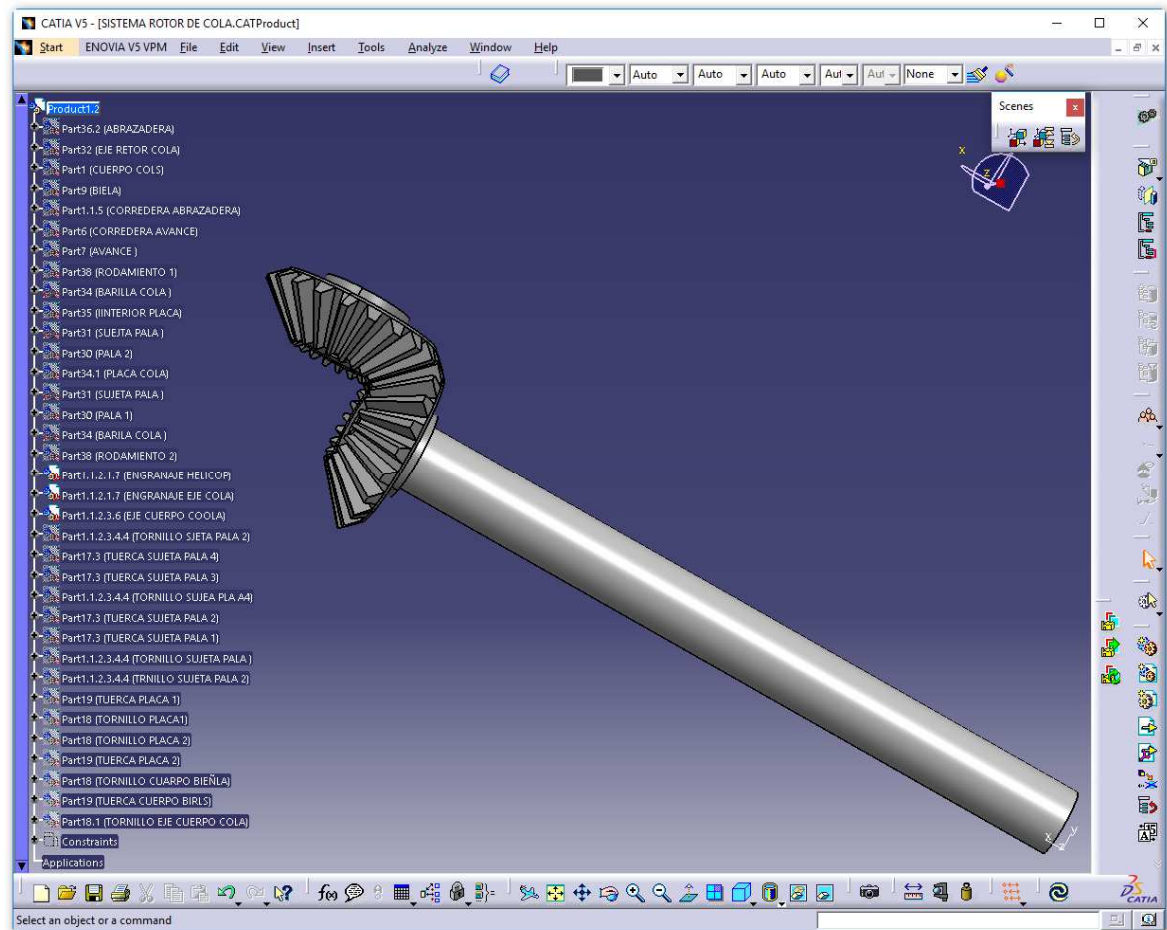


Figura 6.3.2.11 Mecanismo de transmisión del rotor de cola.

- (C.2.13) TORNILLOS Y TUERCAS.

Diseñado acorde con la pieza correspondiente. Se muestran en el montaje de este sistema.

- MONTAJE

En la siguiente imagen se muestra la unión de las dos palas al eje del rotor de cola, mediante la sujeción de pala. Para conseguirlo se ha hecho uso de tornillería y tuercas correspondientes.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

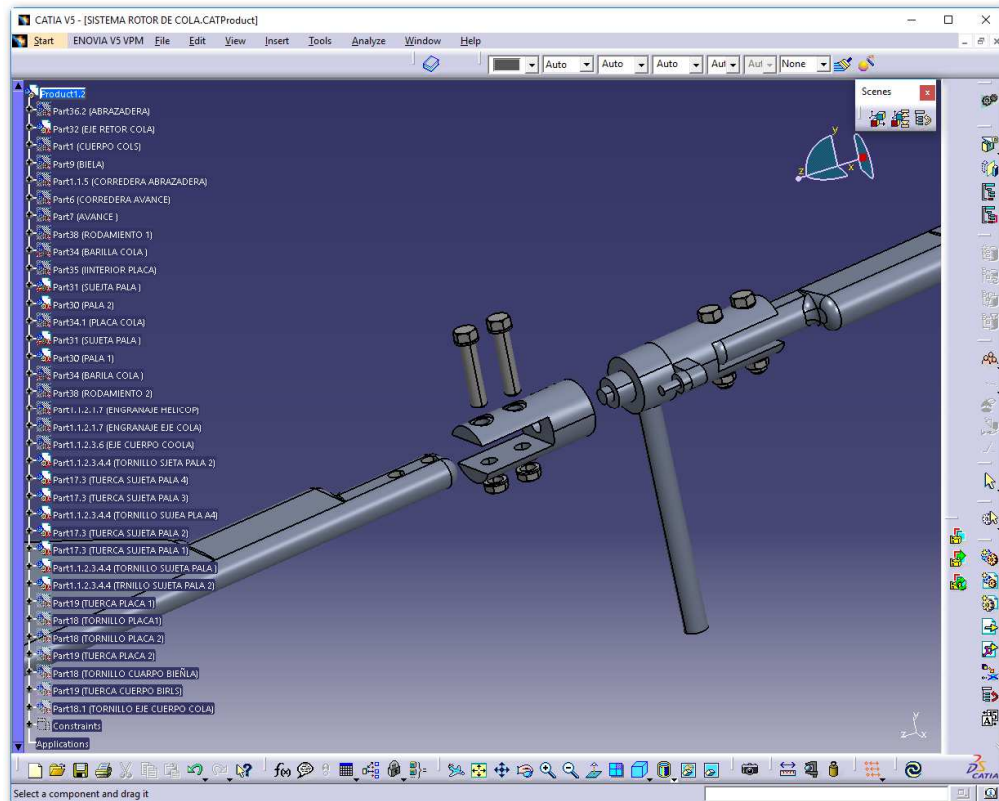


Figura 6.3.2.12 Unión palas rotor cola.

En la figura que se muestra a continuación, se detalla la unión de la placa y de la barra al eje principal, mediante un tornillo y tuerca.

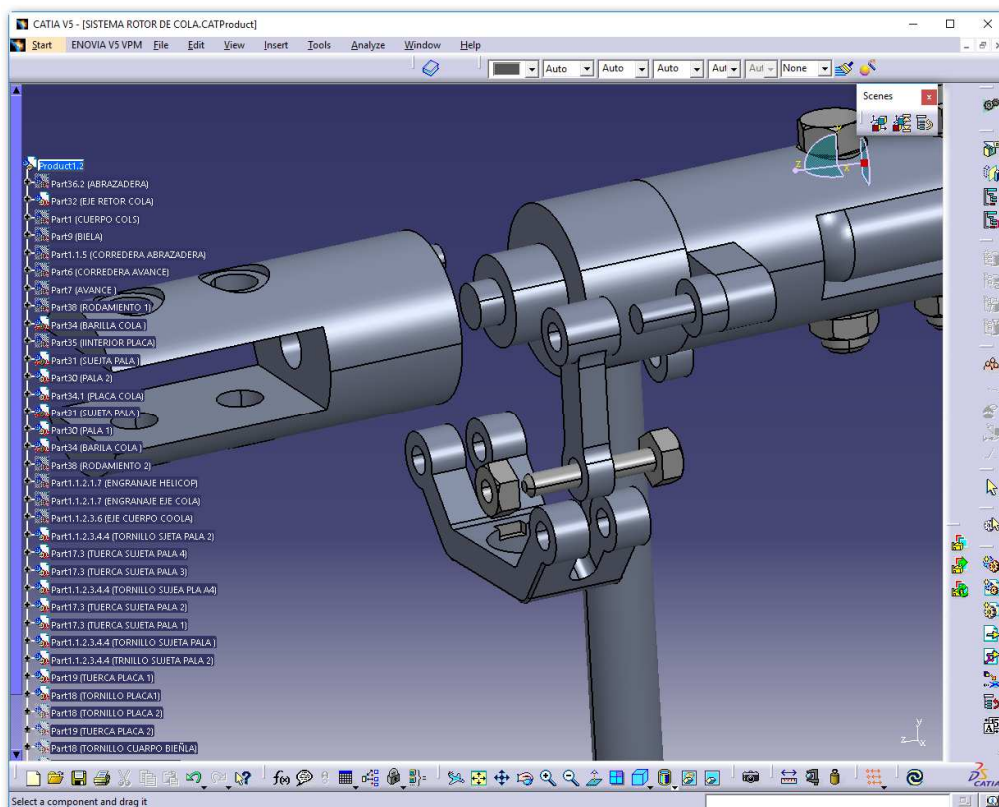


Figura 6.3.2.13 Unión placa y barra con el eje del rotor de cola.

En las imágenes que siguen se detalla la colocación de la placa, los rodamientos y la abrazadera.

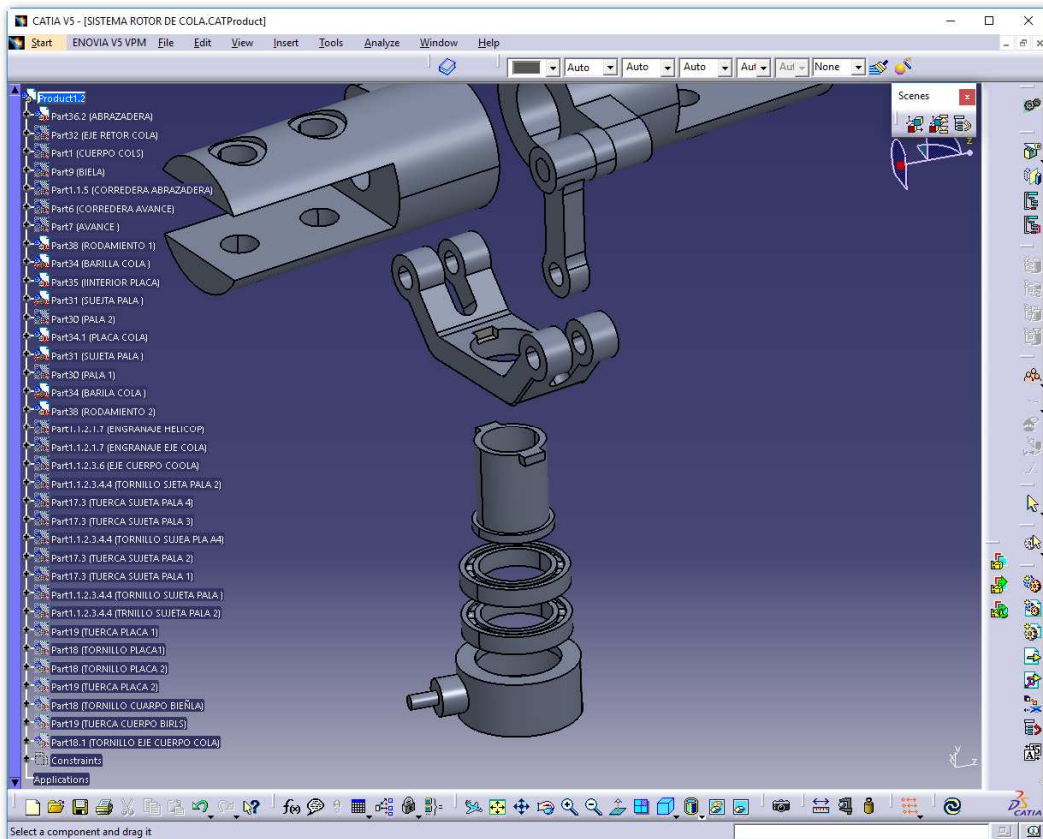


Figura 6.3.2.14 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera.

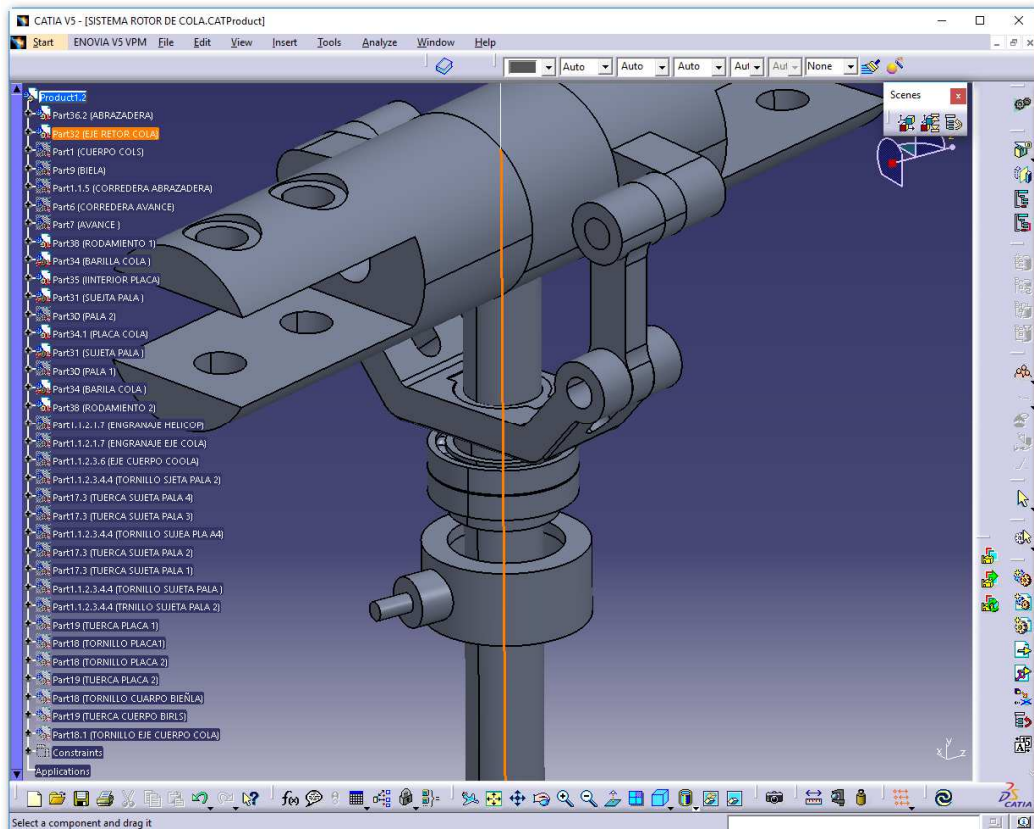


Figura 6.3.2.15 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera 2.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

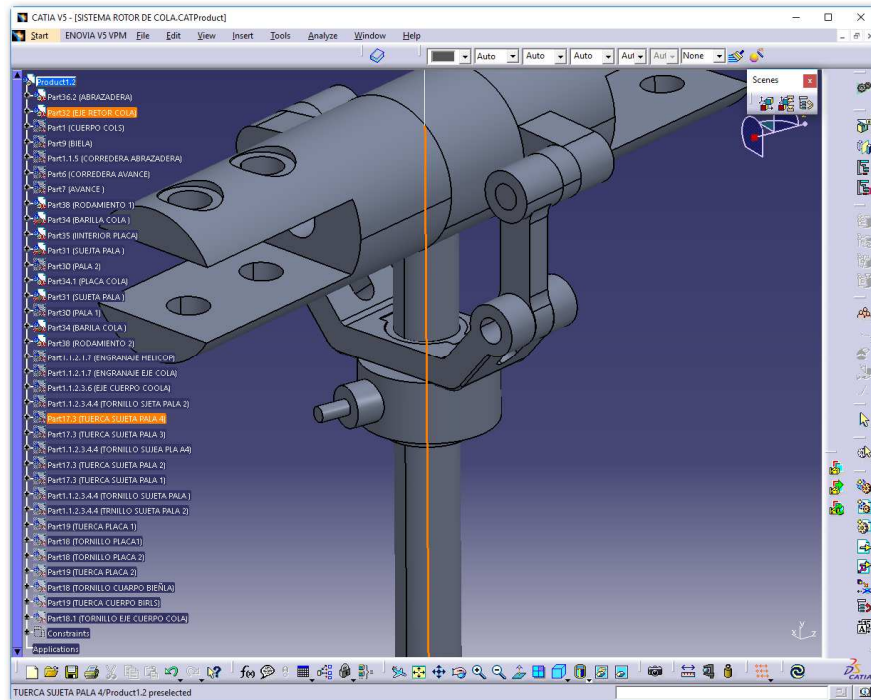


Figura 6.3.2.16 Montaje de placa – rodamientos – abrazadera 3.

A continuación, se detalla la unión de la escuadra con los elementos correspondientes. Esta queda fijada a la estructura con un tornillo en su esquina, permitiendo el giro alrededor de este.

El eje del rotor de cola queda fijado a la estructura haciendo uso de un tornillo.

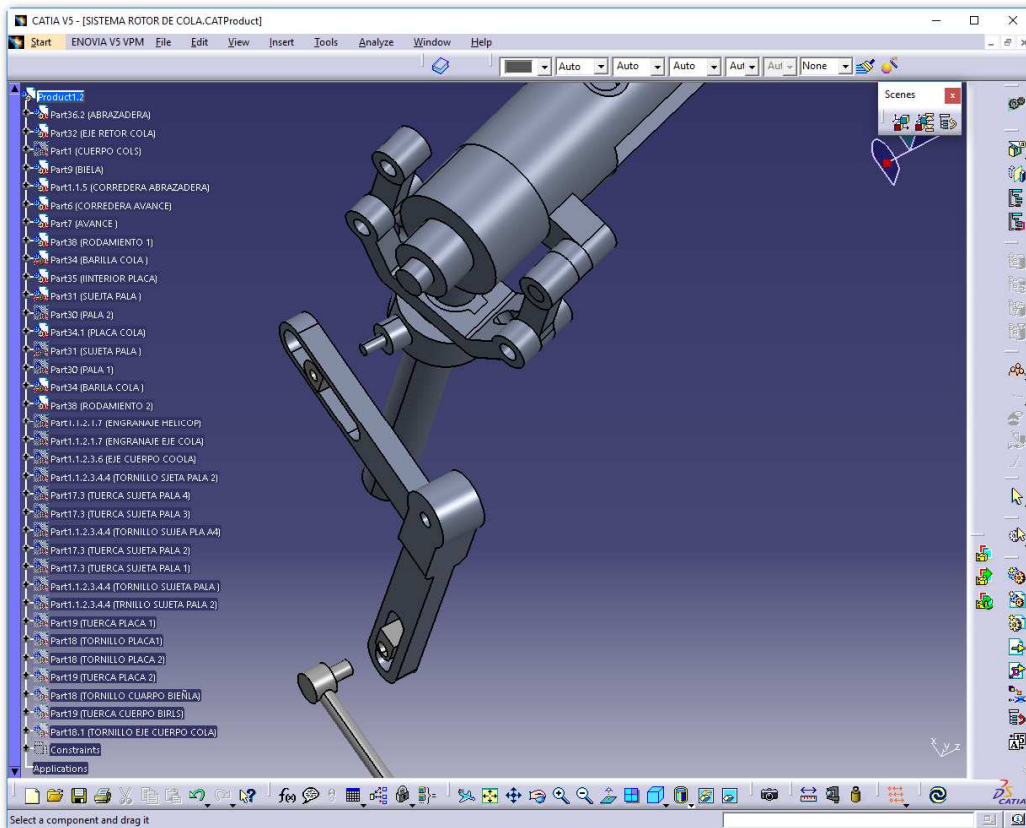


Figura 6.3.2.17 Unión biela – impulsor – abrazadera.

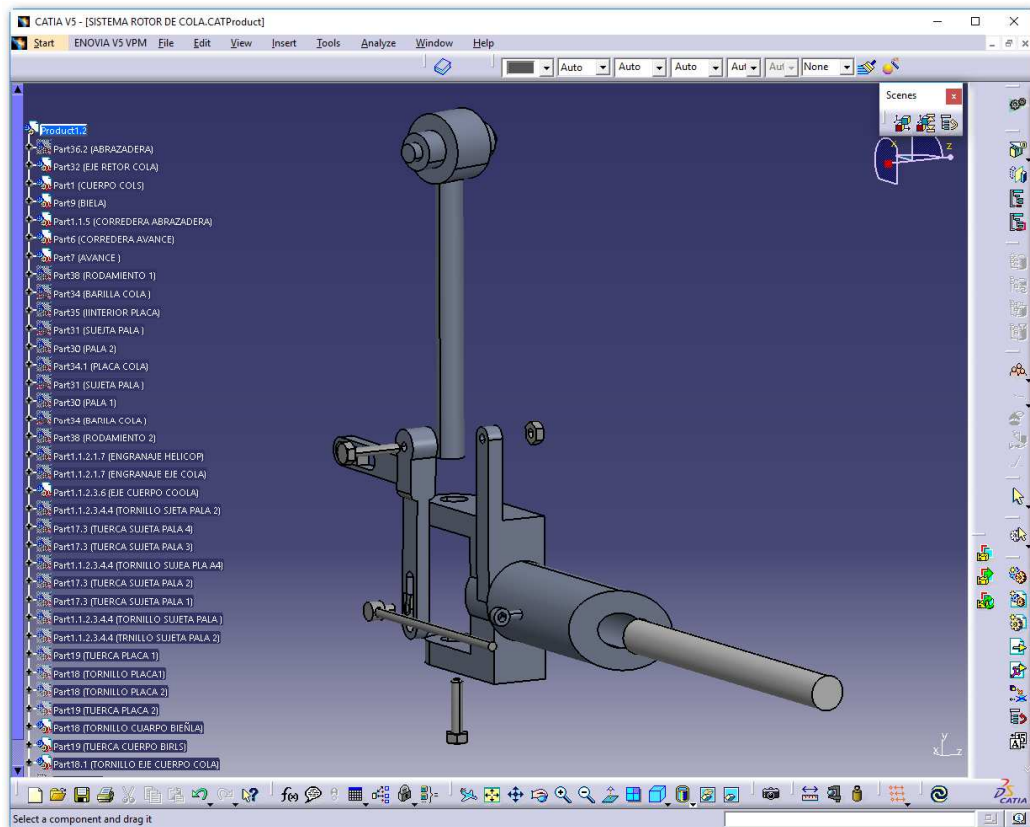


Figura 6.3.2.18 Unión elementos a la estructura de la cola.

Finalmente se muestra un despiece de los elementos que forman el sistema rotor de cola.

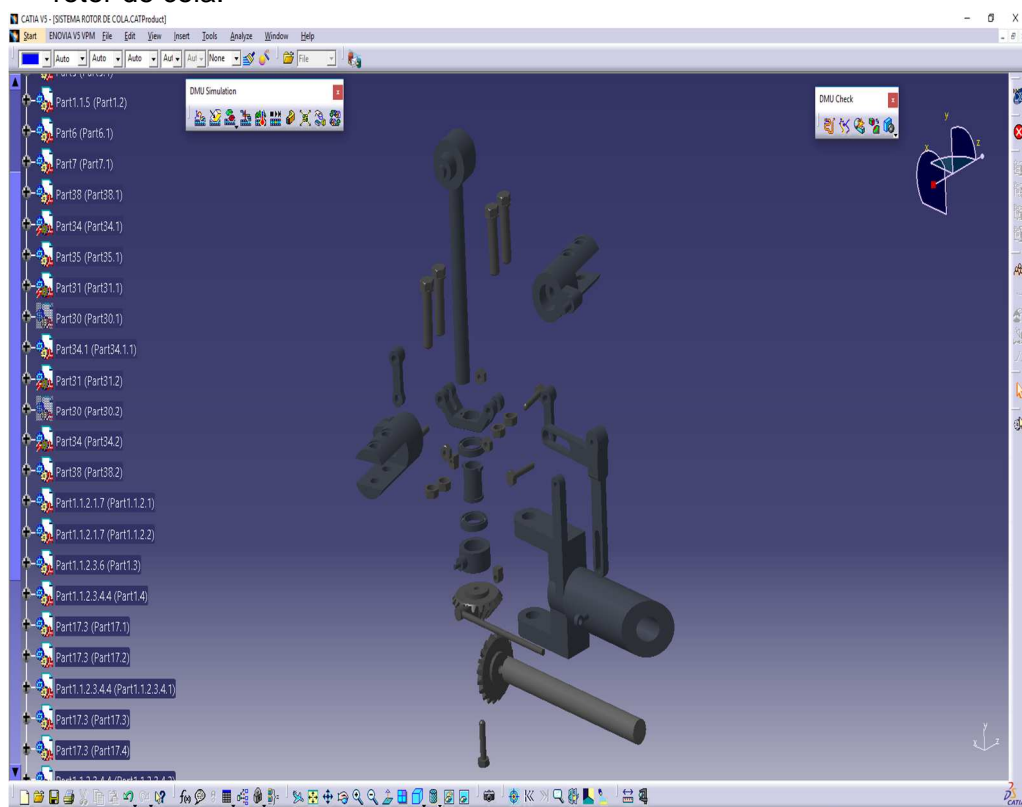


Figura 6.3.2.19 Despiece elementos rotor de cola.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

- ENSAMBLAJE

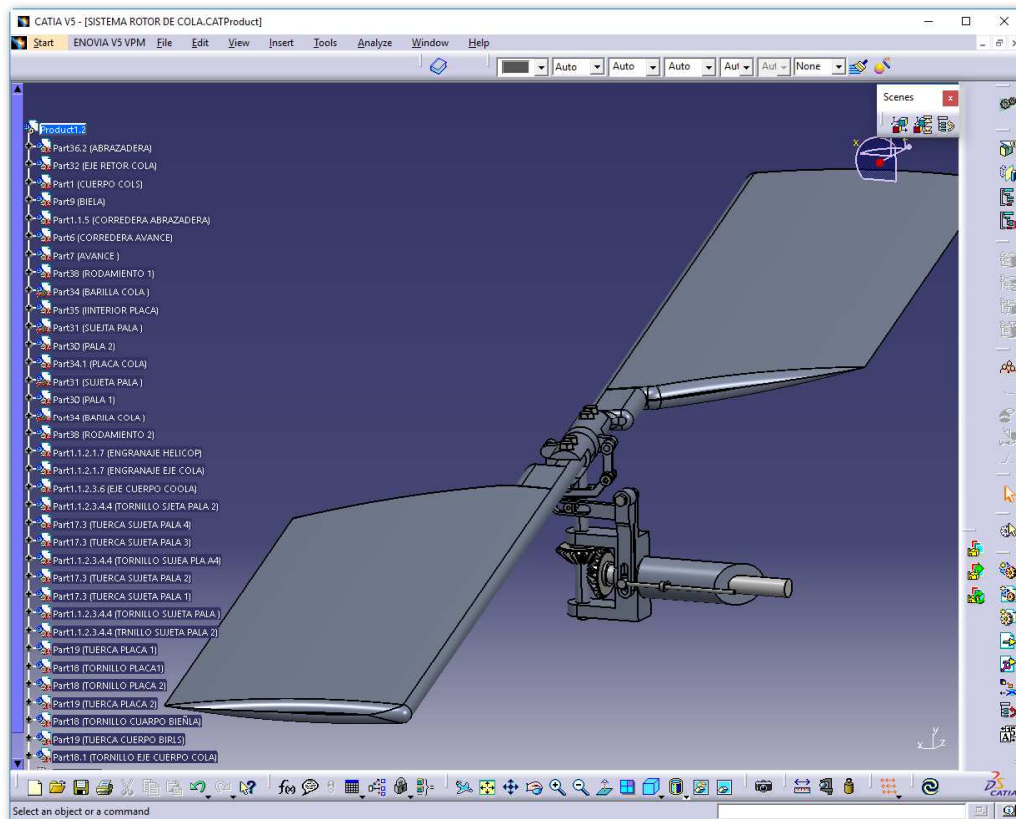


Figura 6.3.2.20 Conjunto sistema rotor de cola 1.

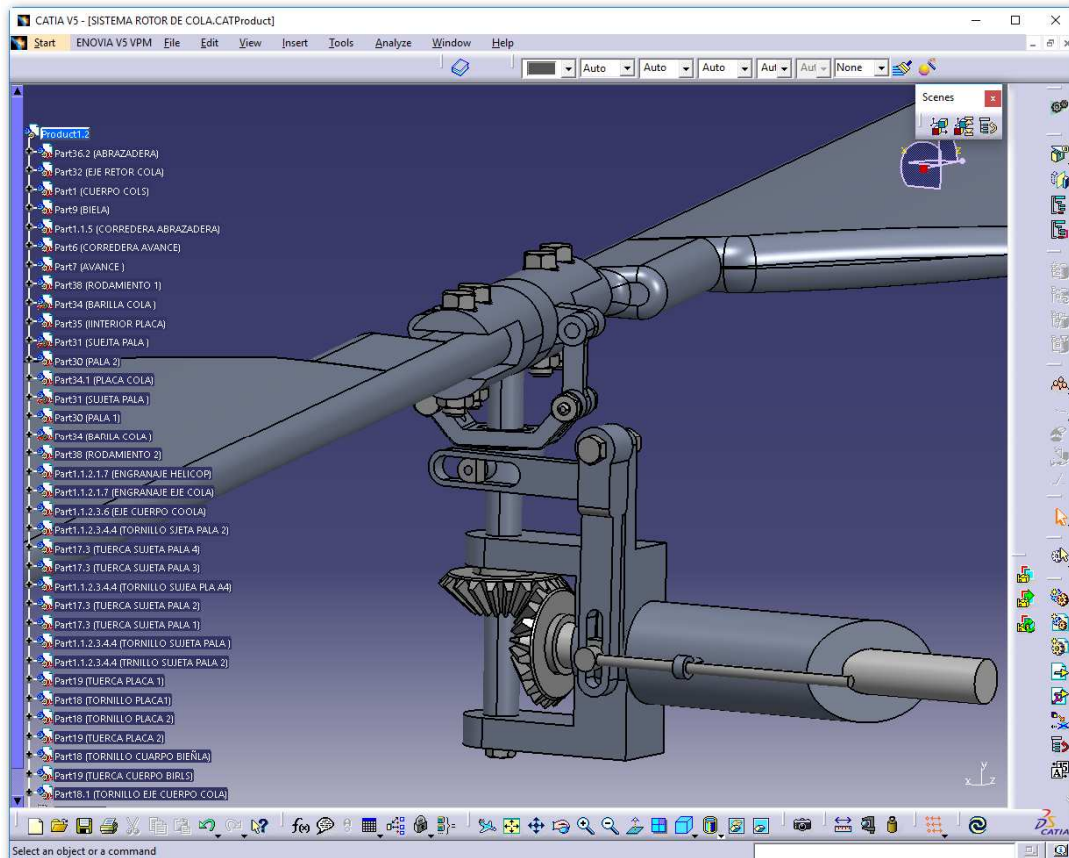


Figura 6.3.2.21 Conjunto sistema rotor de cola 2.

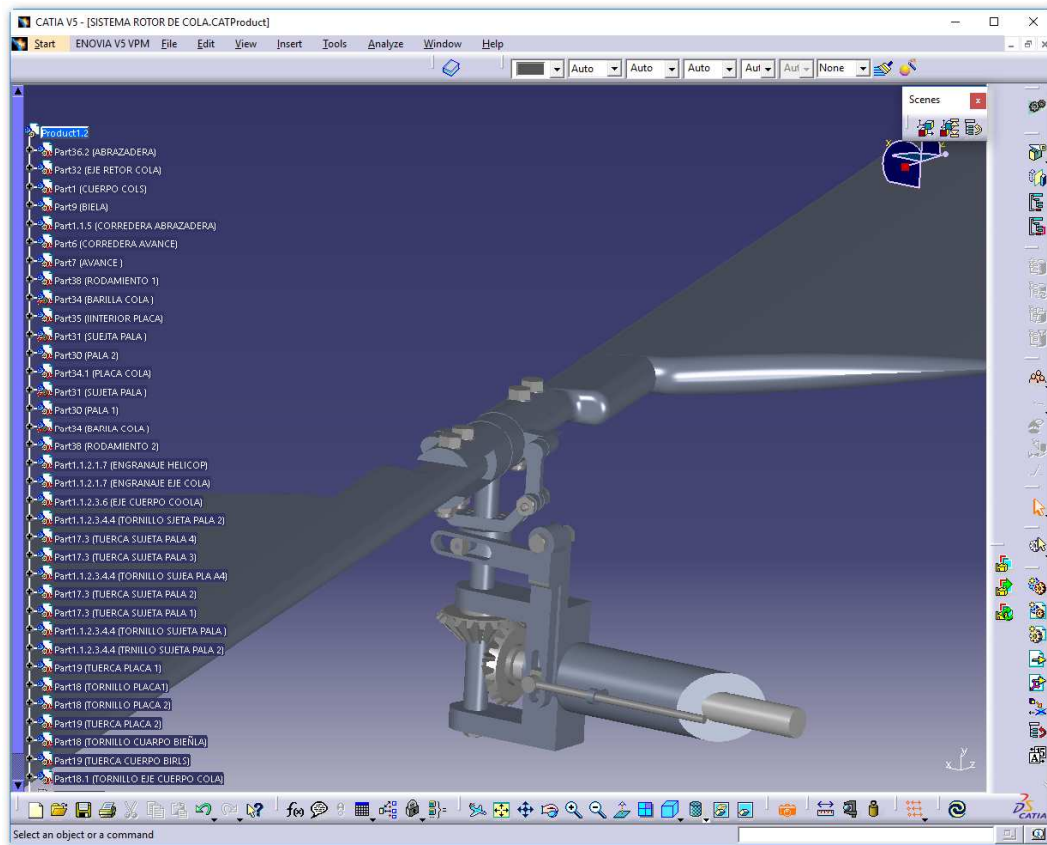


Figura 6.3.2.22 Conjunto sistema rotor de cola – material.

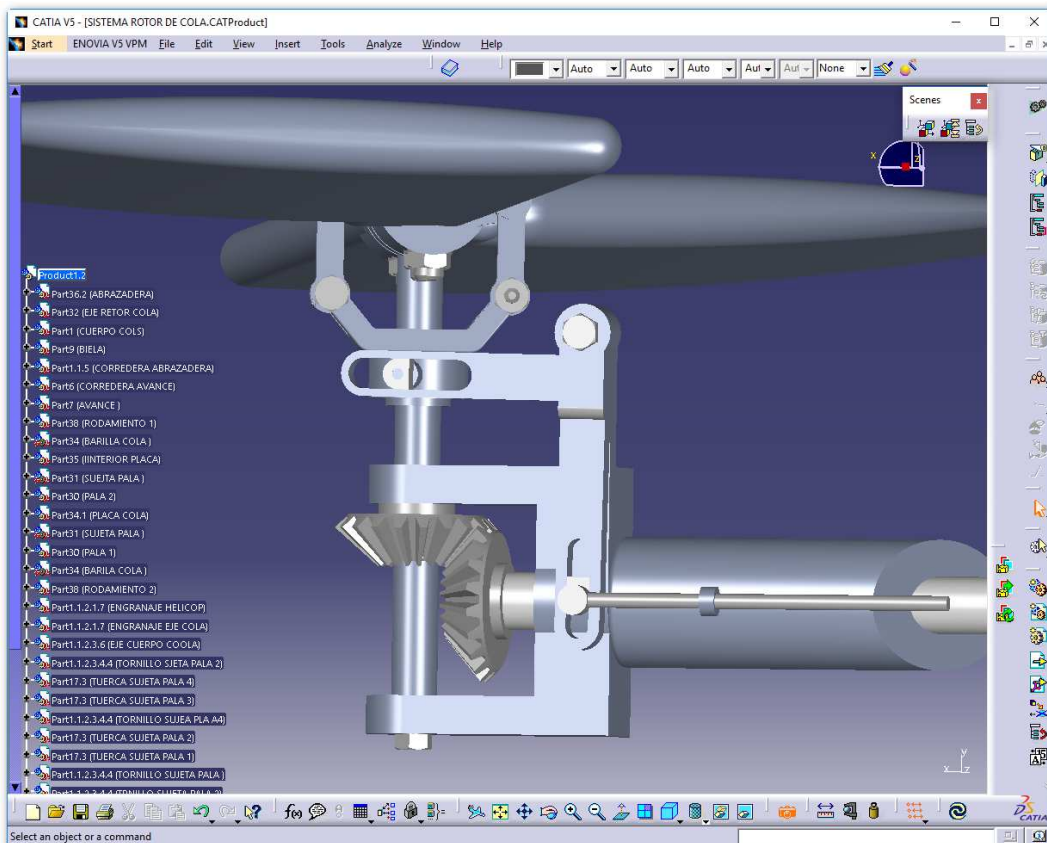


Figura 6.3.2.23 Conjunto sistema rotor de cola – material 2

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

6.3.4 Montaje Sistema de Cola

En este apartado se unen los subsistemas descritos en el sistema de la cola.

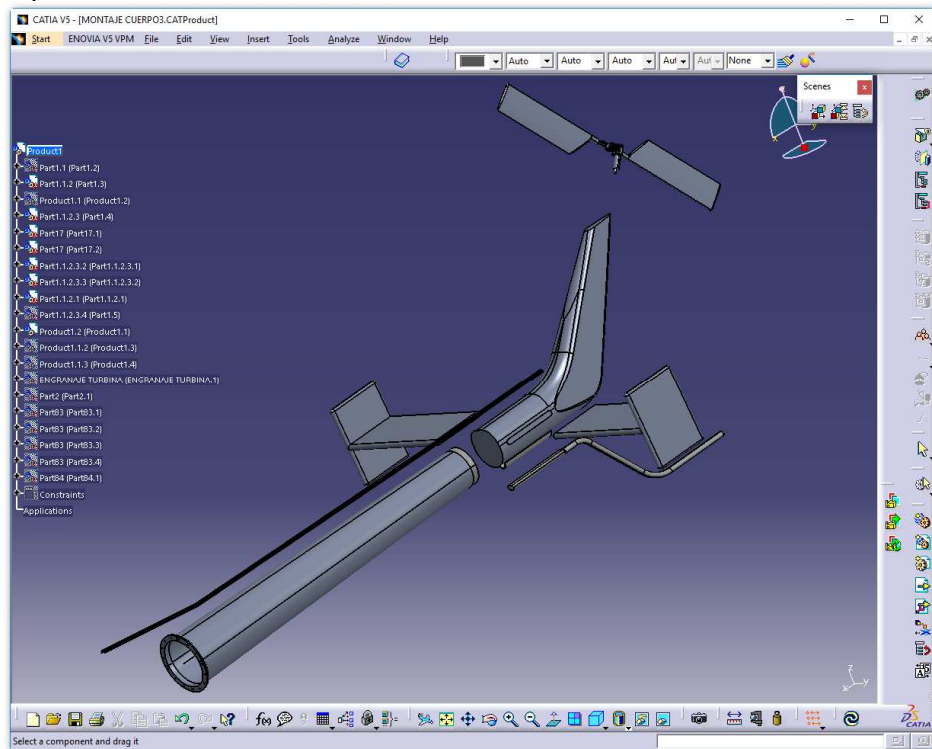
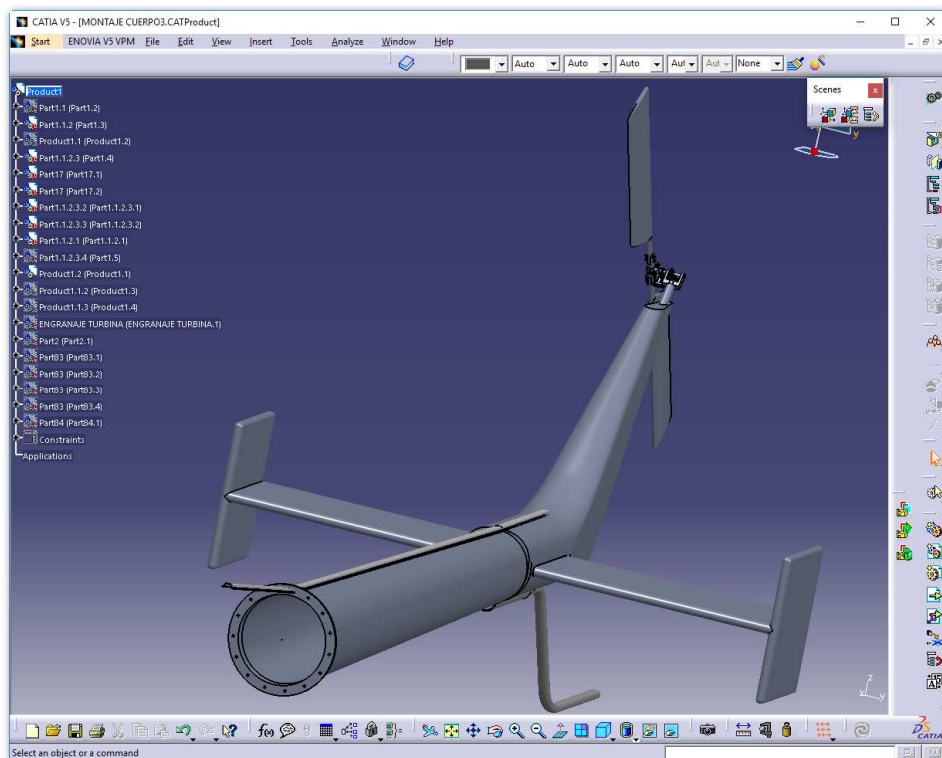


Figura 6.3.4.1 Montaje del sistema de la cola.

6.3.5 Ensamblaje del Sistema de Cola



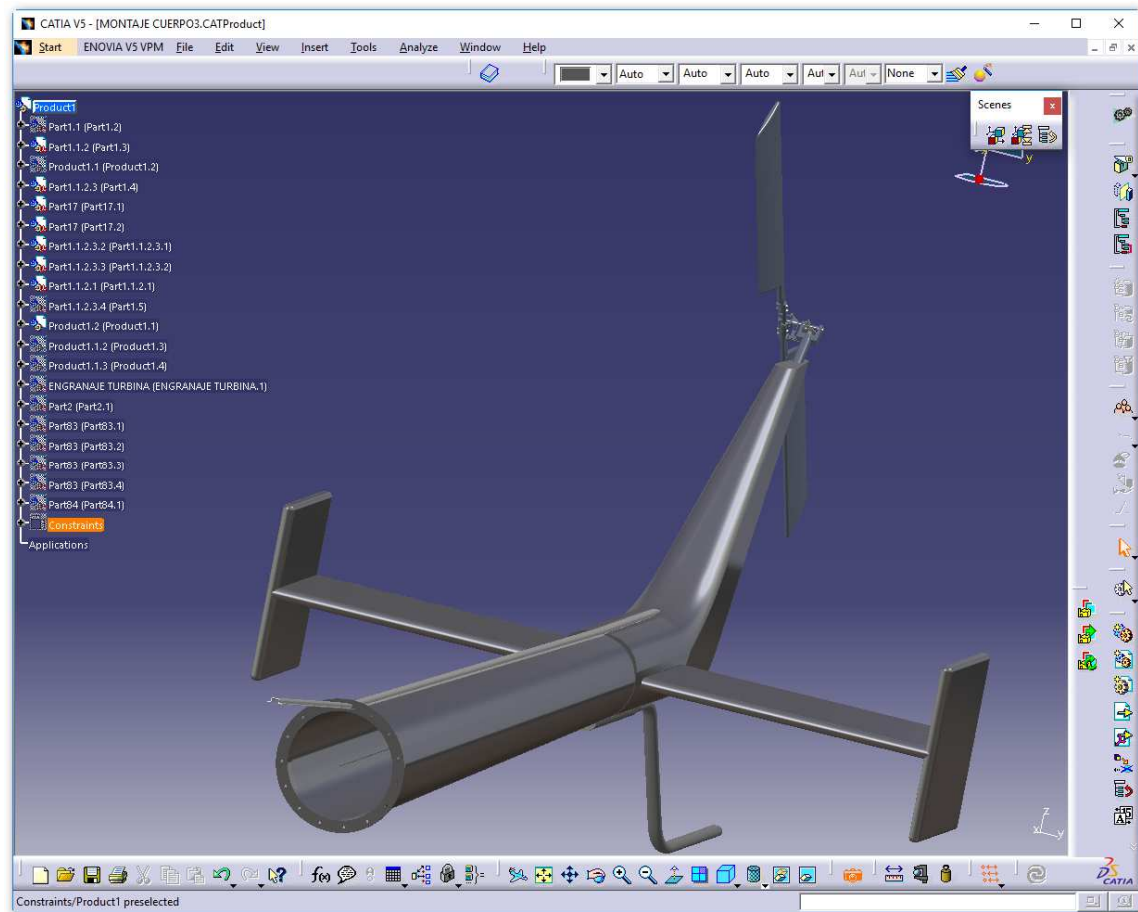


Figura 6.3.5.2 Conjunto de la cola – material.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

6.4 MONTAJE DEL HELICOPTERO

Finalmente se procede al montaje de todos los subsistemas en los que se ha descompuesto el helicóptero.

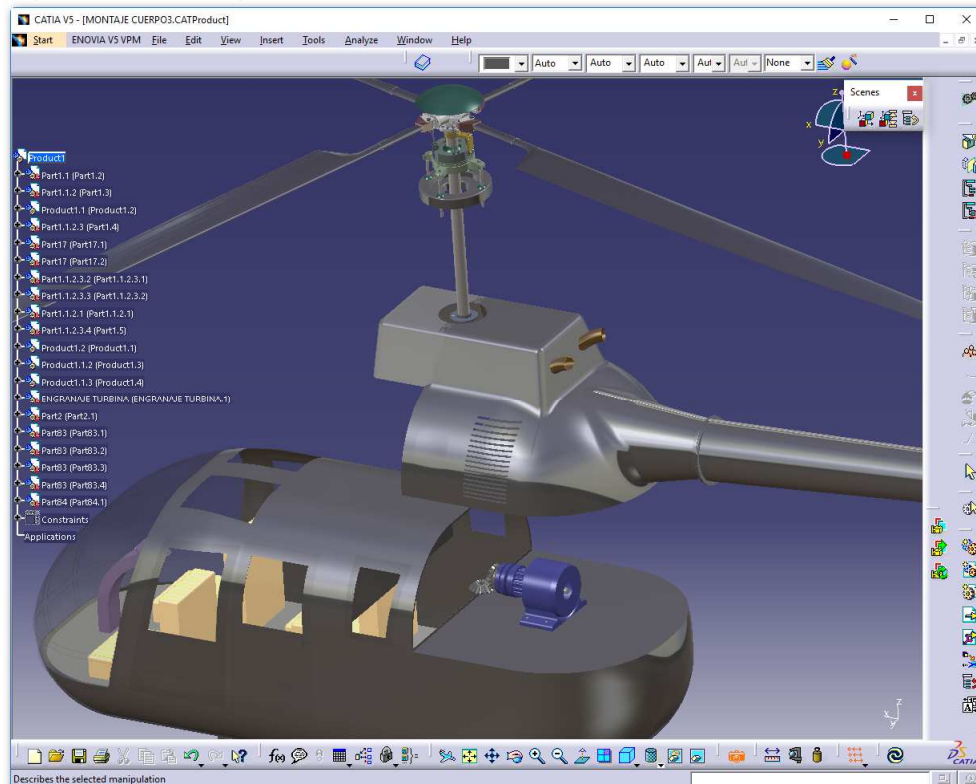


Figura 6.4.1 Montaje helicóptero 1.

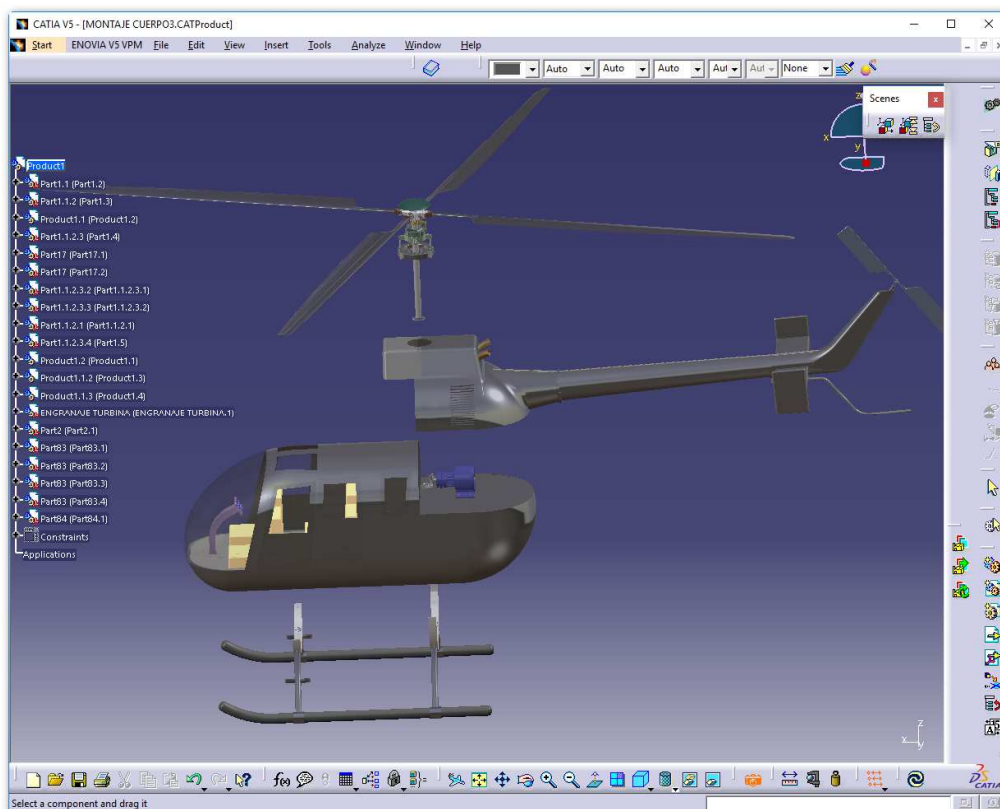


Figura 6.4.2 Montaje helicóptero 2.

6.5 ENSAMBLAJE DEL HELICÓPTERO

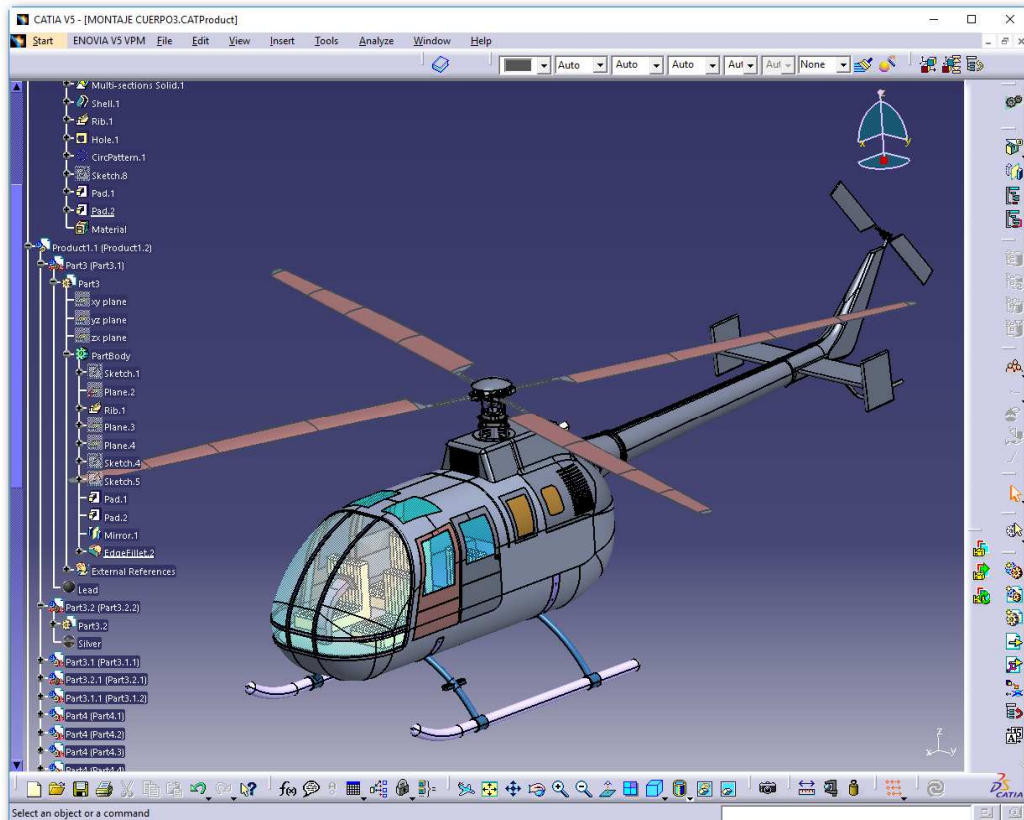


Figura 6.5.1 Helicóptero 1.

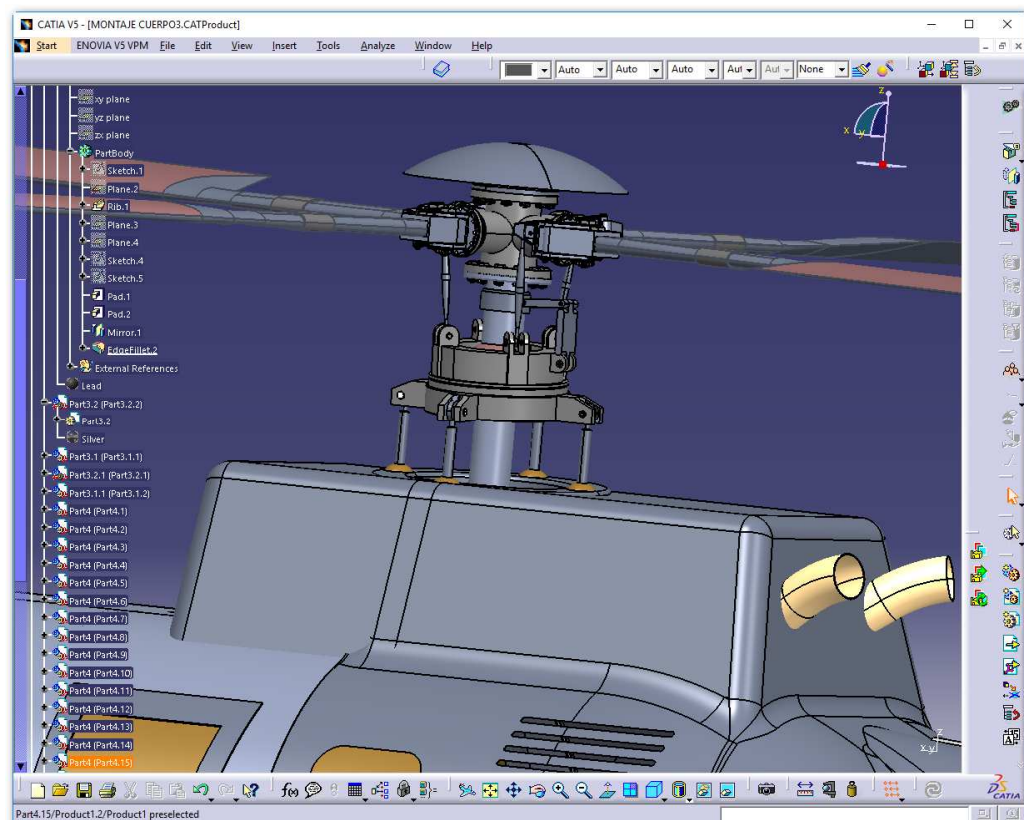


Figura 6.5.2 Helicóptero 2.

Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.

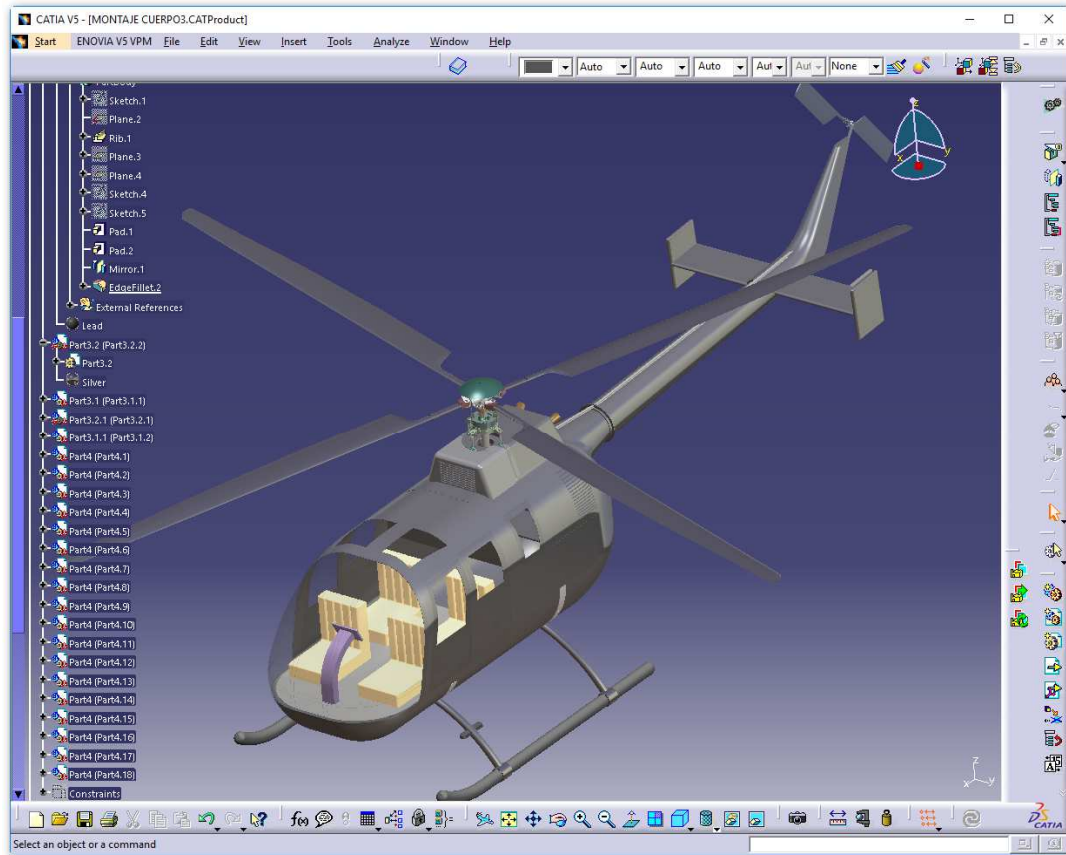


Figura 6.5.3 Helicóptero 3.

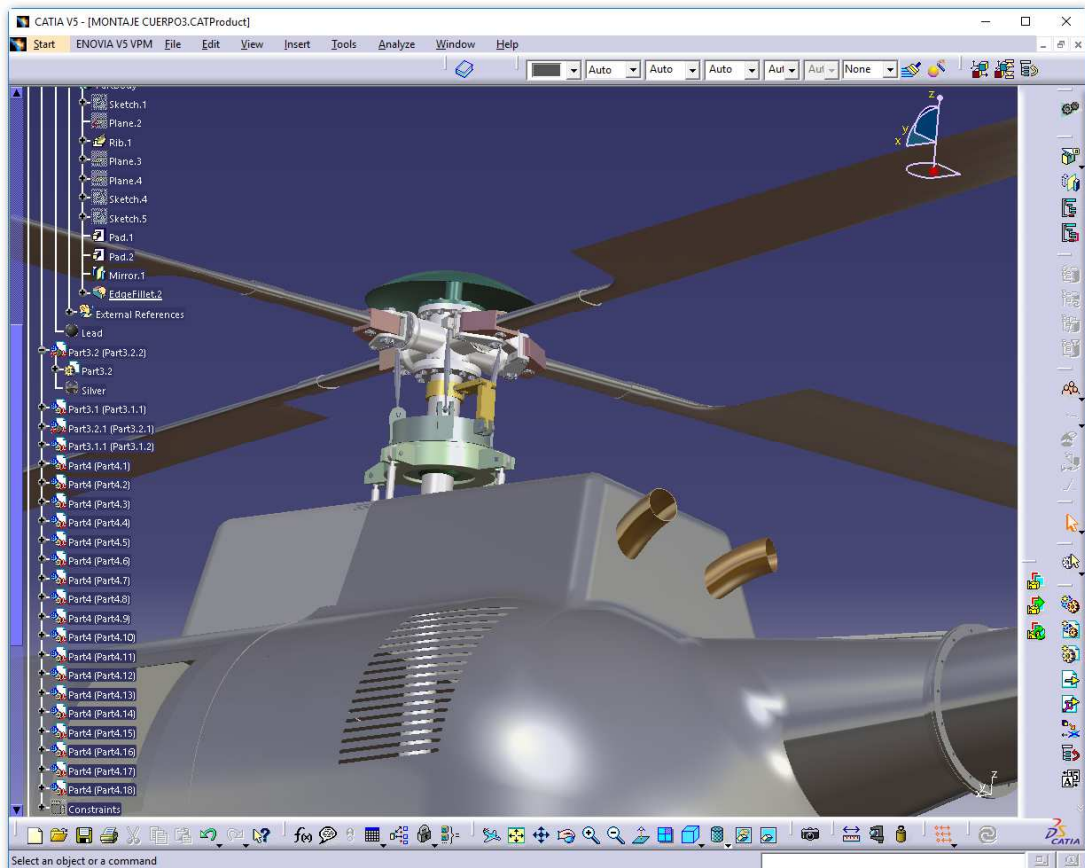


Figura 6.5.4 Helicóptero 4.



Figura 6.5.5 Helicóptero sobrevolando 1.



Estudio de aeronaves de alas giratorias. Helicópteros. Clasificación según tipo de rotor. Diseño en Catia V5 del sistema rotor.



Figura 6.5.6 Helicóptero sobrevolando 2.



Figura 6.5.7 Helicóptero sobrevolando 3.

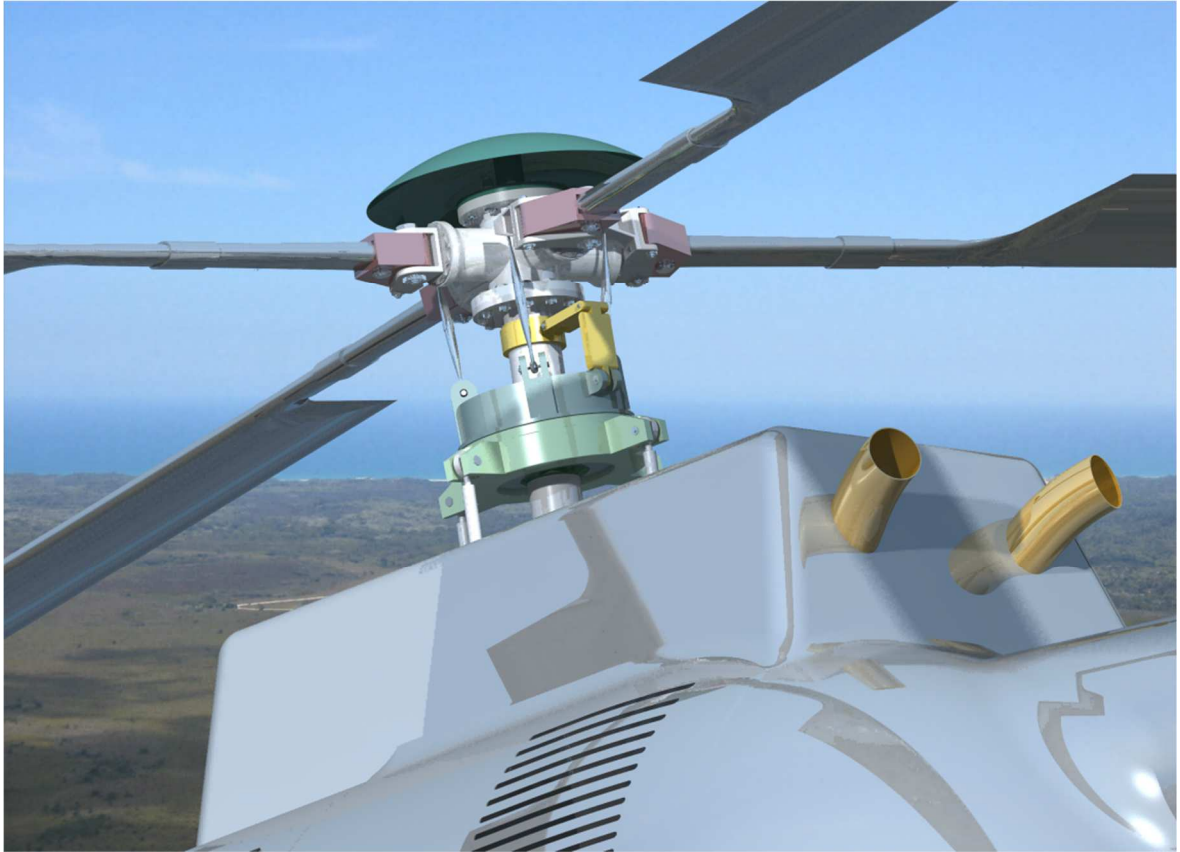


Figura 6.5.8 Helicóptero sobrevolando 4.



Figura 6.5.9 Helicóptero sobrevolando 5.

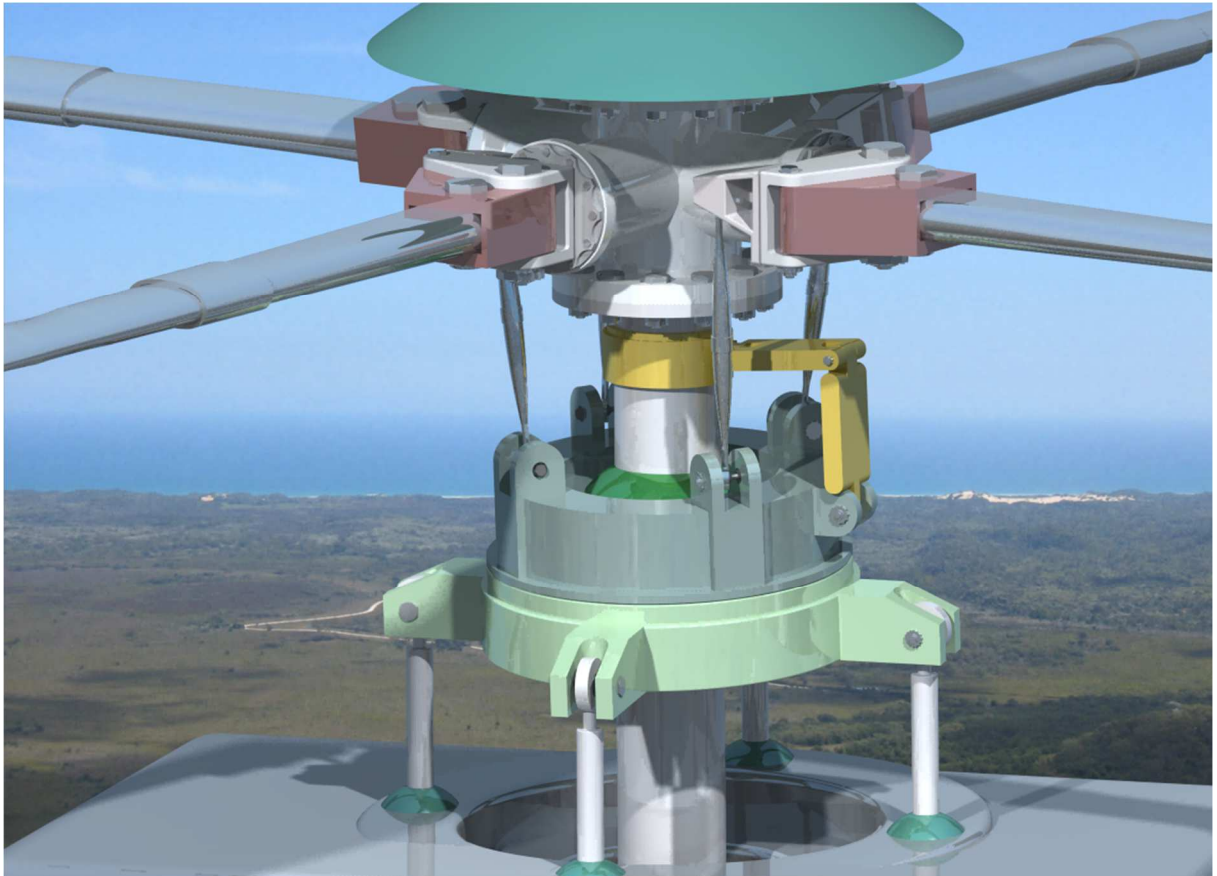


Figura 6.5.10 Helicóptero sobrevolando 6.



Figura 6.5.11 Helicóptero sobrevolando 7.

7. CONCLUSIONES.

Este proyecto tiene como objetivo principal mostrar cómo funciona el rotor de un helicóptero y cómo es posible su sustentación.

Para su realización, se ha optado por la representación de un diseño en 3D con el programa CATIA V5, para luego realizar el movimiento del mecanismo, siendo por tanto necesario saber cada uno de los componentes que formaban este rotor.

Como método de búsqueda de información se ha usado principalmente Google, ya que la disponibilidad de las piezas del sistema rotor de un helicóptero ha resultado ser confidencial, siendo imposible conseguir un modelo real detallado del sistema.

Asimismo, siendo escasa la información de las piezas en Google, la solución ha sido la realización del diseño del rotor por criterio propio del alumno y de su tutor, en base a la información encontrada, siendo por tanto un proceso complejo.

Las dimensiones de la estructura se han diseñado en base a una imagen real de un helicóptero a escala, sacando a raíz de esta, algunas de las dimensiones representadas en el diseño.

Finalmente se ha obtenido el diseño del rotor principal, del rotor de cola, y del fuselaje del helicóptero, ya que para la realización del resto del mecanismo no se disponía de información, obteniendo como resultado un diseño compuesto por 279 piezas en total.

8. BIBLIOGRAFIA.

- <http://www.elgrancapitan.org/foro/viewtopic.php?t=5854>
- <http://www.youtube.com/watch?v=uE1o6vpqVHg> (Alas de la Luftwaffe - Ju-87 Stuka)
- <http://www.zonamilitar.com.ar/foros/threads/grumman-tbf-avenger.20581/>
- <http://www.24flotilla.com/foro/viewtopic.php?f=1&t=42010>
- <http://www.youtube.com/watch?v=wj-rHROUa3o>
- <http://actualidad.rt.com/actualidad/view/12570-Sigma-5,-nuevo-biplaza-de-uso-personal-ruso>
- <http://www.prweb.com/releases/AKOYA/oshkosh/prweb9451086.htm>
- <http://www.lisa-airplanes.com/en/akoya/efficient-lsa-aircraft/lisa-airplane-large-range.html>
- <http://www.seamaxamerica.com/index.php/m-22-by-the-numbers>
- http://www.bora.cl/_aviones.html
- http://infoavion.com.ar/2007_04_01_archive.html
- http://en.wikipedia.org/wiki/LISA_Akoya#Specifications_.28Akoya.29
- <http://www.esquirelat.com/mas-esquire/434483/avion-akoya/>
- http://en.wikipedia.org/wiki/AirMax_SeaMax
- <http://searey.com/our-aircraft/searey-light-sport>
- <http://www.iconaircraft.com/faq-faa-exemption.html>
- http://www.sportaviationmagazine.com/mermaid_m6_amphibious_lightsportaircraft/pictures.html
- <http://www.aerosport.co.nz/file/pacific-flyer-february-2013-sc-3d-in-the-news-in-china/open>
- <http://aeromarine-lsa.com/about/>
- <http://www.ideaaircraft.eu/>
- http://www.lisa-airplanes.com/newsletter/newsletter_automne2011/images/fiche_technique_EN_low.pdf
- http://en.wikipedia.org/wiki/Light-sport_aircraft
- Juan Rivas Lagares. "**Aprender CATIA V5 con ejercicios. Diseño en contexto**". Ed. MARCOMBO 2011. ISBN: 9788426717580
- Juan Rivas Lagares. "**Aprender CATIA V5 con ejercicios alámbricos y superficies**". Ed. MARCOMBO 20131. ISBN: 9788426719645